

## SPIS TREŚCI

<i>K. Barcz, W. A. Trzciński</i> — Materiały wybuchowe termobaryczne i o podwyższonej zdolności podmuchowej .....	7
<i>W. A. Trzciński</i> — Modelowanie procesu przejścia palenia w detonację w stałych materiałach wybuchowych .....	41
<i>M. Nita, S. Cudziło, M. Celiński</i> — Nowy inicjujący materiał wybuchowy — chloran(VII)- $\mu$ -4-amino-1,2,4-triazol- $\mu$ -dichloromiedź(II) .....	61
<i>S. Gryś, W. A. Trzciński</i> — Termodynamiczne modelowanie procesów spalania, wybuchu i detonacji nieidealnych układów wysokoenergetycznych .....	71
<i>J. Walentyłowicz</i> — Badania procesów wtrysku i spalania paliwa rzepakowego w silniku o zapłonie samoczynnym .....	119
<i>T. Dziubak</i> — Badania eksperymentalne papieru filtracyjnego do dwustopniowego filtra powietrza silnika pojazdu specjalnego .....	129
<i>J. Pszczółkowski</i> — Czynniki determinujące tworzenie i samozapłon mieszanki podczas rozruchu silnika o zapłonie samoczynnym .....	149
<i>S. Kachel, A. Kozakiewicz</i> — Zastosowanie inżynierii odwrotnej do procesu optymalizacji projektowania łopatek turbinowych .....	171
<i>A. Kozakiewicz</i> — Turbinowe silniki odrzutowe jedno- i dwuprzepływowe w samolotach bojowych .....	201
<i>A. Morka, B. Jackowska</i> — Numeryczna analiza optymalizacji na przykładzie uderzenia cylindra w nieodkształcalną przeszkodę .....	219
<i>W. Kaczmarek, M. Misiejuk</i> — Wykorzystanie protokołu UDP na potrzeby aplikacji do konfigurowania procesu paletyzacji kartonów dla robotów przemysłowych firmy Kawasaki .....	237
<i>W. Kaczmarek, B. Motyka</i> — Projekt aplikacji wspierającej konfigurowanie procesu paletyzacji kartonów dla robotów przemysłowych firmy Kawasaki — interfejs użytkownika .....	253
<i>S. Szajnar</i> — Wprowadzenie do oceny stanu gotowości do pracy i niezawodności użycia fotela katapultowego dla ratowania życia pilota .....	267
<i>M. Kastek, R. Dulski, P. Trzaskawka</i> — Pasywne wykrywanie strzelca wyborowego — koncepcja i optoelektroniczne systemy wykrywania (ang.) .....	277
<i>Z. Tarapata</i> — Równoległy algorytm dekompozycyjny dla problemu dróg najkrótszych w sieciach dużych rozmiarów typu krata (ang.) .....	295
<i>A. J. Panas, J. Terpiłowski, T. Majewski</i> — Badania i analiza właściwości cieplno-fizycznych spieku 90W-7Ni-3Fe .....	307

<i>T. Sosnowski, H. Madura, M. Kastek</i> — Lokalizacja, klasyfikacja i identyfikacja śmigłowców, czołgów i transporterów na podstawie analizy sygnału akustycznego .....	329
<i>M. Kloske, S. J. Kłosowicz</i> — Współczesne pole walki i nowe materiały do ochrony wzroku (ang.) .....	355
<i>M. M. Chrzanowski, J. Zieliński, E. Nowinowski-Kruszelnicki, M. Olifierczuk</i> — Fotorządkowanie — alternatywna technika dla szybkich przetworników ciekłokrystalicznych .....	375
<i>M. Kaliszewski, M. Włodarski, R. Lewandowski, M. Kwaśny, K. Kopczyński, E. A. Trafny, M. Szpakowska, M. Mularczyk-Oliwa</i> — Opracowanie parametrów generowania aerozoli bakteryjnych do badań przyrządem UVAPS .....	395
<i>M. Wawryszczuk</i> — Metoda wyznaczania współrzędnych położenia węzłów bezprzewodowej sieci sensorycznej zbudowanej w oparciu o standard IEEE 802.15.4 .....	407
<i>J. Bogusz, M. Figurski</i> — Model pływowy IERS2003 i ocena możliwości jego weryfikacji na podstawie wyników opracowania obserwacji GNSS .....	421



## Materiały wybuchowe termobaryczne i o podwyższonej zdolności podmuchowej

KATARZYNA BARCZ, WALDEMAR A. TRZCIŃSKI

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Nowych Technologii i Chemii,  
00-908 Warszawa, ul. S. Kaliskiego 2

**Streszczenie.** W pracy dokonano przeglądu dostępnej literatury poświęconej wybuchowym materiałom termobarycznym i materiałom o podwyższonej zdolności podmuchowej (burzącej). Podzielono je na ciekłe i stałe mieszaniny oraz materiały kompozytowe, w tym ładunki warstwowe. Szczegółowo scharakteryzowano badane materiały wybuchowe oraz omówiono metody badań ich parametrów wybuchowych, przedstawiono wyniki testów doświadczalnych oraz symulacji komputerowych. Wiele uwagi poświęcono zjawiskom fizycznym towarzyszącym procesowi detonacji takich heterogenicznych kompozycji wybuchowych o zdecydowanym nadmiarze paliwa.

**Słowa kluczowe:** termobaryczne materiały wybuchowe, materiały wybuchowe o podwyższonej zdolności podmuchowej, fale podmuchowe

**Symbole UKD:** 662.1/4

### 1. Wstęp

Terminem „bomby termobaryczne” określa się szereg różnych rodzajów bomb od paliwowo-powietrznych, w których wytwarzana jest chmura palnego ośrodka i następnie detonacja mieszaniny paliwowo-powietrznej, do metalizowanych materiałów wybuchowych, których ekspandująca „kula ognia” wykorzystuje tlen z powietrza do spalania proszków metali. Tym, co je łączy, jest wygenerowanie fali podmuchowej, charakteryzującej się niższą amplitudą nadciśnienia oraz dłuższym czasem trwania w porównaniu z bombą zawierającą klasyczny, stały materiał wybuchowy. Wskutek tego przy oddziaływaniu fali podmuchowej na przegrodę mamy do czynienia raczej z pchaniem niż uderzeniem — wybuch ładunku termobarycznego nie wybija dziury w ścianie, ale ją przewraca. Aby zabić człowieka, konieczny jest

nagły, uderzeniowy skok ciśnienia ok. 250 kPa trwający ok. 1 ms, ale nadciśnienie ok. 70 kPa podtrzymywane przez 20 ms jest również śmiertelne [1]. W taki właśnie sposób działają bomby termobaryczne.

Detonacja klasycznych, idealnych materiałów wybuchowych generuje bardzo silny, krótkotrwały impuls ciśnienia, który w powietrzu wytwarza falę podmuchową będącą głównym czynnikiem rażenia tych materiałów. Właściwość materiału wybuchowego do wytwarzania fal podmuchowych będziemy nazywać jego *zdolnością podmuchową* lub *burzącą*. Oddziaływanie fali podmuchowej może być dodatkowo wzmacniane przez napędzanie odłamków przez rozprężające się produkty detonacji. Termobaryczne materiały wybuchowe (*Thermobaric Explosives* — TBX) lub materiały wybuchowe o podwyższonej zdolności podmuchowej (*Enhanced Blast Explosives* — EBX) wytwarzają długo trwającą falę ciśnienia o umiarkowanej intensywności, która może propagować się wzdłuż korytarzy, dookoła narożników oraz przez otwory okienne i drzwiowe, stanowiąc śmiertelne zagrożenie dla ludzi chroniących się w budynkach, bunkrach, a nawet pojazdach opancerzonych. Skutki wybuchu tego rodzaju materiałów wybuchowych są podobne bardziej do efektów detonacji mieszanin paliwowo-powietrznych niż idealnych, skondensowanych materiałów wybuchowych. Cechą charakterystyczną materiałów wybuchowych typu TBX i EBX jest zjawisko rozrzucania w początkowej fazie wybuchu nieutlenionych produktów detonacji i nieprzereagowanego paliwa do otaczającego ładunek powietrza. W następnym etapie eksplozji, mieszanina paliwa i tlenu z powietrza ulega samozapłonowi, generując wybuch z długotrwałą falą ciśnienia. Nawet bez odłamków, fala taka sama stanowi poważne zagrożenie dla ludzi.

Materiały typu TBX czy EBX mogą więc dostarczyć znacznie większą energię całkowitą niż konwencjonalne materiały wybuchowe. Należy podkreślić, że główna część dodatkowej energii jest zużywana na podgrzanie ośrodka gazowego i wzmocnienie całkowitego impulsu ciśnienia fali podmuchowej, charakteryzującej się jednak stosunkowo małą amplitudą.

Materiały wybuchowe termobaryczne i o podwyższonej zdolności podmuchowej to najczęściej klasyczne materiały wybuchowe wzbogacone w paliwo, którego spalanie w tlenie z powietrza wzmacnia charakterystyki fal podmuchowych. Zdolność do podwyższenia parametrów podmuchowych jest w pierwszej kolejności osiągnięta przez dodanie do kompozycji wybuchowej proszków metali, takich jak magnez czy aluminium. Detonacji takich kompozycji wybuchowych towarzyszą trzy etapy spalania:

1. W pierwszym etapie mamy do czynienia z anaerobowymi (bez udziału tlenu z powietrza) reakcjami w fali detonacyjnej, trwającymi kilka mikrosekund, które są głównie reakcjami typu redoks molekuł materiału wybuchowego. Procesy przebiegające w fali detonacyjnej decydują o zdolnościach kruszących kompozycji wybuchowej, na przykład zdolności do przebijania pancerza.

2. Anaerobowe reakcje spalania, trwające setki mikrosekund, to przede wszystkim reakcje produktów detonacji z cząstkami paliwa, zbyt dużymi, by mogły być spalone w fali detonacyjnej. Reakcje spalania po detonacji wpływają na charakterystyki impulsu ciśnienia decydującego o zdolnościach burzących materiału wybuchowego, tzn. zdolności do niszczenia ścian budynków, bunkrów itp.
3. Ostatni, aerobowy (z udziałem tlenu z powietrza) etap reakcji spalania trwa dziesiątki milisekund i przebiega z udziałem powietrza i bogatych w paliwo produktów detonacji po wymieszaniu ich przez falę uderzeniową generowaną wybuchem i towarzyszące jej turbulencje. Głównym skutkiem procesu dopalania jest ciepło, które podnosi ciśnienie gazów i wzmacnia falę podmuchową. Jej amplituda jest jednak mniejsza niż 10 atmosfer. Ale wzmocnienie nawet tak słabej fali podmuchowej stanowi olbrzymie zagrożenie dla ludzi i sprzętu. Największy efekt cieplny można uzyskać, dodając jako paliwo proszki boru, aluminium, tytanu, magnezu, cyrkonu, węgla lub węglowodorów.

Z przeglądu dostępnej literatury wynika, że bardzo często terminów TBX i EBX używa się zamiennie, ponieważ zjawiska towarzyszące ich wybuchowi są podobne. Przyjmuje się jednak, że ładunki o zwiększonej zdolności podmuchowej (EBX) generują większość energii we wczesnym etapie wybuchu, podczas gdy w przypadku materiałów termobarycznych (TBX) uwalnianie się energii przesuwają się do etapu aerobowego. W niniejszym opracowaniu używamy będziemy terminów zastosowanych przez autorów omawianych kolejno publikacji.

Od dawna wiadomo, że aktywne chemicznie metale, takie jak glin czy magnez, dodaje się do skondensowanych materiałów wybuchowych w celu zwiększenia całkowitej energii wyzwolonej w czasie wybuchu. Chociaż metale te nie reagują wystarczająco szybko, aby brać udział w reakcjach w fali detonacyjnej, mogą one jednak reagować z gazowymi produktami wybuchu lub z tlenem z otaczającej atmosfery i znacznie zwiększyć siłę fali podmuchowej. Porównanie energii spalania metalu w powietrzu (20-30 kJ na gram metalu) z energią detonacji typowych materiałów wybuchowych (6 kJ na gram materiału wybuchowego) sugeruje, że możliwy jest znaczący wzrost efektywnej energii uwalnianej z ładunku materiału wybuchowego, jeśli spalanie cząstek metalu zostanie tak zaprogramowane, aby przebiegało odpowiednio szybko i by uwalniana energia mogła wzmocnić falę podmuchową.

Przyjmuje się, że pierwsze prace nad systemem broni termobarycznej prowadzone były na początku lat 60. ubiegłego wieku w byłym ZSRR, a pierwsze zastosowanie w warunkach bojowych przez wojska rosyjskie miało miejsce w latach 80. w Afganistanie [2]. Oryginalny, rosyjski termobaryczny materiał wybuchowy składał się z prostej mieszaniny metalicznego paliwa — magnezu (Mg) oraz z samospalającej się cieczy — azotanu (V) izopropylu (IPN) i generował długotrwałe fale ciśnienia w afgańskich systemach jaskiń, powodując zniszczenia w podziem-

nych labiryntach na dużych głębokościach. Nie był on jednak pozbawiony wad. Ciekły IPN jest jednocześnie materiałem lotnym i podatnym na wybuch. Dlatego też wyciekając i rozlewając się powoduje poważne zagrożenie, również z powodu swojej toksyczności [3].

W ostatnich latach na świecie prowadzono równolegle badania nad znalezieniem składu stałego materiału wybuchowego, który spowoduje skutki podobne do wzorcowego, ciekłego materiału termobarycznego (IPN/Mg) i nad rozwijaniem testów służącym lepszemu scharakteryzowaniu zjawiska wybuchu takich materiałów. Z zasady wykonuje się w pierwszej kolejności testy w małej skali, które pozwalają zgrubnie ocenić skład materiału wybuchowego pod kątem jego wrażliwości i charakterystyk fal podmuchowych, zaś testy w większej skali umożliwiają dalszą selekcję składników i wybór kompozycji optymalnej z punktu widzenia zdolności podmuchowych. Studia nad składem koncentrują się na kilku typach lepiszcza, różnych materiałach wybuchowych i metalicznych paliwach, w tym nad wpływem rozmiarów i kształtu ich cząstek na charakterystyki detonacyjne, proces rozpraszania i parametry fali podmuchowej. Ostateczny skład kompozycji musi być kompromisem pomiędzy szybkością reakcji, optymalnym rozproszeniem paliwa i nieutlenionych produktów detonacji oraz możliwością zainicjowania spalania mieszaniny paliwa i powietrza. Reakcja wybuchowa musi być na tyle wolna, aby rozproszyć paliwo, ale jednocześnie na tyle szybka, aby proces palenia nie zgasł. Jeśli reakcja jest jednak za szybka, wtedy paliwo jest zbyt szeroko rozpraszane, a gęstość wydzielanego ciepła jest niewystarczająca do zainicjowania utleniania kolejnych cząstek paliwa.

## 2. Stałe mieszaniny wybuchowe

W trakcie wstępnych badań dotyczących składów stałych materiałów termobarycznych zakładano obecność w mieszaninie wybuchowej jedynie metalicznego paliwa i silnego utleniacza, zgodnie z recepturą rosyjską dla ciekłych kompozycji termobarycznych (IPN/Mg). Przyjęto, że pierwszy i drugi etap spalania zachodzi z udziałem utleniacza wchodzącego w skład ładunku, a w etapie dopalania efekt wzmocnienia osiągany jest przy udziale tlenu z powietrza. We wspomnianym wcześniej artykule [3] autorzy szukali właśnie tego typu kompozycji, porównując ich właściwości początkowo z właściwościami składu rosyjskiego materiału wzorcowego, a następnie każdy kolejny układ wybuchowy porównywali z poprzednimi. Kompozycje były dobierane w taki sposób, aby w produktach detonacji znajdowały się duże ilości wodoru i nieprzereagowanego paliwa. W celu znalezienia optymalnego składu wykorzystano kruszące materiały wybuchowe (HMX — oktogen, RDX — heksogen, CL-20, TNAZ) i różne rodzaje metalicznych paliw, o różnym rozmiarze i kształcie (aluminium nanokrystaliczne, sferyczne cząstki aluminium

o wymiarach 3  $\mu\text{m}$ , 60  $\mu\text{m}$ ; aluminium płatkowane, stop Mg/Al, metale Ti, B, Mg itd.). Badania teoretyczne objęły zagadnienia prędkości i energii detonacji oraz końcowego składu produktów detonacji dla ciśnienia wynoszącego 1 atm.

Do stworzenia najlepszej kompozycji wybrano, wzorując się na mieszaninie IPN/Mg, odlewane i sieciowane kompozycje wybuchowe. Lepiszczce i plastyfikator miały za zadanie zastąpić IPN, a jednocześnie miały mieć zdecydowanie niższą wrażliwość. Tworzenie takich kompozycji jest bezpieczne, ponieważ w trakcie wytwarzania mogą one zawierać dużą ilość cieczy, której parowanie pozwala uzyskać mieszaninę o miękkiej i elastycznej konsystencji. W pracy [3] nie badano mieszanin z dodatkowym utleniaczem.

Testy rozpoczęto wytwarzając 10-gramowe tzw. „bezpieczne próbki”. W trakcie mieszania ilość cieczy w mieszaninie była regulowana i dostosowywana do warunków procesu. Następnie taka próbka była poddawana testom na wrażliwość — na tarcie, na uderzenie, na wyładowania elektrostatyczne oraz na samozapłon. Mieszaniny z nadmierną wrażliwością na którykolwiek z bodźców nie były stosowane w badaniach w większej skali. Testy na zdolność podmuchową przeprowadzono początkowo w częściowo zamkniętym małym bunkrze z zastosowaniem trzech czujników ciśnienia PCB. Czujniki umieszczono na zewnątrz bunkra w odległości 1, 1,5 oraz 2 m od ładunku. W następnym teście, ładunki 500-gramowe umieszczano w dwukomorowym pomieszczeniu. Komory połączone były ze sobą drzwiami, a oprócz tego każda z nich posiadała dodatkowo swoje drzwi zewnętrzne oraz kwadratowe okno. W tej próbie mierzono wysokość podniesienia się dachów obydwu komór na skutek detonacji ładunku oraz rejestrowano ciśnienie za pomocą sześciu czujników ciśnienia.

Na podstawie przeprowadzonych doświadczeń autorzy doszli do wniosku, że w przypadku materiałów wybuchowych oktogen okazał się lepszym składnikiem mieszanin termobarycznych niż TNAZ czy CL-20, natomiast porównywalny był z heksogenem. Jeśli zaś chodzi o metale, to optymalna z punktu widzenia zdolności podmuchowych kombinacja proszków metalicznych jest ciągle poszukiwana. Początkowe zastosowanie w testowanych mieszaninach jedynie Al nie przyniosło dobrych rezultatów. Lepszy skutek osiągnięto po dodaniu stopu Mg/Al. Oczekiwano, że magnez będzie spalał się w dużo niższej temperaturze, a wytworzone ciepło spowoduje spalanie aluminium. Zastąpienie części stopu nanokrystalicznym aluminium Alex spowodowało obniżenie impulsu ciśnienia, wbrew temu, czego się spodziewano. To samo działo się po zastąpieniu części stopu płatkowanym aluminium i dokładnie taki sam skutek miało zastosowanie jedynie magnezu jako paliwa. W kolejnych seriach stosowano różnorodne metale podstawiane na miejsce stopu Mg/Al, takie jak bor czy tytan. W ten sposób chciano sprawdzić, czy metale te są dobrymi inicjatorami reakcji spalania w niskich temperaturach. Spodziewano się także, że zastosowanie materiałów termitowych podniesie wartość wydzielanej energii cieplnej i w ten sposób spowoduje całkowite utlenienie aluminium. Uzyskane rezultaty nie potwierdziły oczekiwań. Ostatecznie autorzy

uznali, że zastosowanie stopu, w którym Al pozostaje w bezpośrednim kontakcie z Mg jest dobrym sposobem zainicjowania spalania aluminium i podnosi zdolności podmuchowe testowanych kompozycji wybuchowych.

W pracy [4] badano związek pomiędzy ciepłem spalania a zdolnością podmuchową dla materiałów wybuchowych zawierających aluminium. Badania przeprowadzono pod ziemią, w zamkniętej komorze i na otwartej przestrzeni. Autorzy stwierdzili, że aluminizowane materiały wybuchowe powinny zawierać bardzo dużo tlenu w swoich kompozycjach albo powinno się stworzyć warunki do wykorzystania tlenu z otoczenia. Skład ładunków wybuchowych gwarantujący wzmocnienie efektu wybuchu będzie zależał od ich przeznaczenia i od warunków detonacji. W pierwszej kolejności wykonano testy podziemne. Materiał wybuchowy służący do tworzenia kraterów lub też niszczenia zapór wodnych detonuje się w warunkach zamkniętych, bez dostępu tlenu z otoczenia. W testach mierzono wysokość podniesienia stalowej płyty przez zakopany ładunek testowanego materiału wybuchowego. Na podstawie analizy przemieszczenia się płyty wyznaczano energię podnoszenia. Wytworzono cztery kompozycje wybuchowe o różnych składach materiałów wybuchowych, metali, utleniaczy (tylko jedna kompozycja zawierała dodatkowy utleniacz) oraz lepszczą i porównano ich efekty z tritonalem (trotyl/aluminium 80/20). Następnie przeprowadzono testy w zamkniętej komorze, w której zawartość tlenu była ograniczona. Mierzono przebiegi ciśnienia wewnątrz komory. Do eksperymentów użyto pięć różnych kompozycji odlewanych typu PBX i również porównano ich działanie do skutków wybuchu tritonalu. Ładunki załadowano w plastikowe tuby, a ich całkowita masa wynosiła 2 kg. Na samym końcu przeprowadzono badania na otwartej przestrzeni. W tym celu użyto tych samych kompozycji, co w poprzednim teście w zamkniętej komorze. Mierzono przebiegi ciśnienia i wyznaczano wartości amplitudy i impulsu właściwego fali podmuchowej.

Na podstawie wyników doświadczeń, autorzy pracy wysnuli wnioski odnośnie utleniania głównych pierwiastków zawartych w badanych materiałach wybuchowych, takich jak glin, węgiel czy wodór. Pomocne w tym były wyniki obliczeń teoretycznych dla testowanych materiałów, które posiadają niewystarczającą ilość tlenu potrzebną do całkowitego utlenienia. Stwierdzono, że istnieje duża różnica w ciepłe spalania bez dostępu tlenu z otoczenia, jeśli przyjmie się, że wszystkie pierwiastki reagują jednocześnie (tzw. *synchroniczne samoutlenienie*) albo gdy określony pierwiastek reaguje jako pierwszy w danym układzie (tzw. *asynchroniczne samoutlenienie*). Autorzy przyjęli, że reakcja utleniania przebiega w kolejności glin, węgiel, wodór, a dostępny tlen odpowiada ilości zawartej w samej kompozycji wybuchowej. Biorąc pod uwagę wyniki testów pod ziemią, stwierdzono brak korelacji między ciepłem spalania obliczonym dla synchronicznego samoutlenienia testowanych materiałów i energią podnoszenia. Widoczny jest natomiast związek (zależność liniowa) między zmierzoną energią podnoszenia dla badanych materiałów i obliczonym ciepłem spalania dla asynchronicznego utlenienia. Oznacza to, że w trakcie deto-

nacji aluminizowanego materiału wybuchowego najpierw w fali detonacyjnej ma miejsce utlenienie węgla i wodoru, a następnie tlen znajdujący się w  $\text{CO}_2$  i  $\text{H}_2\text{O}$  reaguje, w warunkach wysokiego ciśnienia i temperatury, z glinem, tworząc  $\text{Al}_2\text{O}_3$ . W modelu asynchronicznego utlenienia przyjmuje się, że w pierwszej kolejności spala się glin, a dopiero później węgiel i wodór.

Na podstawie zmierzonych przebiegów ciśnienia w testach w zamkniętej komorze wyznaczono tzw. quasi-statyczne ciśnienie (QSP) poprzez uśrednienie w czasie tych przebiegów. Stwierdzono liniową zależność między wartościami QSP i całkowitym ciepłem spalania materiałów wybuchowych. Stąd wyciągnięto wniosek, że w trakcie wybuchu w zamkniętych przestrzeniach, w których jest wystarczająca ilość tlenu, ma miejsce całkowite utlenienie paliwa zawartego w ładunku.

Z analizy danych z badań wybuchu swobodnego wynika, że nie ma żadnej korelacji między impulsem ciśnienia generowanym przez taki wybuch i całkowitym ciepłem spalania materiału wybuchowego. Oznacza to, że pierwiastki zawarte w materiałach wybuchowych nie spalają się całkowicie, gdy detonuje on w nieograniczonej przestrzeni, mimo otoczenia bogatego w tlen (powietrze). Jeśli zatem reagowałyby tylko z tlenem pochodzącym z materiału wybuchowego, impuls fali podmuchowej powinien być związany z ciepłem spalania wytworzonym na skutek asynchronicznego utlenienia, podobnie jak w przypadku detonacji pod ziemią. Odkryto jednak, że oprócz ciepła asynchronicznego utleniania, również wartość prędkości detonacji materiału wybuchowego ma wpływ na impuls ciśnienia fali podmuchowej w powietrzu. Efekt wybuchu na otwartej przestrzeni jest funkcją iloczynu ciepła asynchronicznego i prędkości detonacji podniesionej do potęgi  $2/3$ . Autorzy twierdzą, że impuls fali podmuchowej może być wzmacniany wtedy, gdy szybkość wzrostu ciśnienia na skutek reakcji spalania jest dużo większa niż szybkość jego zanikania powodowanego gwałtownym rozprężaniem produktów wybuchu.

Problem składnika utleniającego został poruszony w opracowaniu [5] dotyczącym zastosowania nowego rodzaju utleniacza w kompozycji typu PBX o podwyższonej zdolności podmuchowej. Co prawda autorzy nie podają nazwy tego utleniacza, jednak sugerują, że taki istnieje i ma lepsze właściwości niż stosowany powszechnie nadchloran amonu (AP). Mimo że nadchloran amonu ma wysoki bilans tlenowy i podwyższa ciepło spalania poprzez asynchroniczne samoutlenianie, to powoduje jednocześnie wzrost wrażliwości kompozycji B [6]. W pracy [5] wykazano, że zastosowanie w kompozycji wybuchowej utleniacza nazwanego OX-A w ilości 20% spowodowało zdecydowanie mniejszą jej wrażliwość na uderzenie niż zastosowanie nadchloranu amonu, ale jednocześnie obniżało zdolność podmuchową kompozycji. Wrażliwość badano w teście, w którym próbka kompozycji wybuchowej napędzona do prędkości 150 m/s uderzała w stalową płytę. Autorzy wykazali, że poprzez użycie mieszaniny utleniaczy OX-A i AP możliwe jest stworzenie takiej kompozycji wybuchowej, która jest mało wrażliwa na uderzenie, a jednocześnie ma dobre charakterystyki podmuchowe.

W celu zbadania zjawisk zachodzących podczas wybuchu stałych mieszanin wybuchowych, określenia profilu fali uderzeniowej w powietrzu oraz rozkładu cząstek i objętości kuli ognistej podążających bezpośrednio za tą falą, Kevin L. McNesby i inni zastosowali technikę wysokiego kontrastu (HBI — *High Brightness Imaging*) [7]. Zazwyczaj jasność emisyjna we wczesnej fazie wybuchu (ok. 500  $\mu$ s) jest na tyle duża, że w przypadku większości kamer obraz jest przejaskrawiony. Zastosowanie filtrów lub redukcja strumienia światła docierającego do kamery na wczesnym etapie umożliwia rejestrację przebiegu wybuchu, ale odbywa się to kosztem jakości obrazu późniejszego etapu rozlotu produktów detonacji, gdy strumień światła jest bardzo słaby. Zastosowana technika HBI polega na połączeniu filtrowania strumienia światła docierającego do kamery, dzięki czemu można zarejestrować fazę zainicjowania i rozwoju wybuchu, z techniką oświetlenia celu przez emisję światła o długości fali 510 nm, co umożliwia późniejszą rejestrację zjawiska. Dodatkowo w metodzie tej migawka kamery jest zsynchronizowana z laserem i promień światła jest wysyłany dopiero wtedy, gdy jest ona otwarta (czas otwarcia 10  $\mu$ s). Dla potrzeb eksperymentu w odległości ok. 3 m za ognistą kulą ustawiono płytę odblaskową tak, aby rozszerzona za pomocą układu soczewek wiązka lasera przechodząc przez zewnętrzny brzeg ognistej kuli podświetlała ją, a jej obraz widoczny był na płycie. Ostrość kamery cyfrowej ustawiono tak, aby można było zarejestrować obraz na płycie odblaskowej. Do testu wykorzystano sześć różnych kompozycji, z których dwie były tradycyjnymi materiałami wybuchowymi (kompozycja B i tritonal), a reszta to materiały wybuchowe o zwiększonych zdolnościach podmuchowych na bazie RDX i aluminium. Detonowano ładunki o masie 2 kg. Wyniki otrzymane na podstawie przeprowadzonych doświadczeń techniką HBI dla kilku materiałów wybuchowych pokazały znaczne różnice w odległościach między frontem czołowej fali uderzeniowej i brzegiem ognistej kuli. Wartość prędkości fali uderzeniowej w drugiej sekundzie od zainicjowania wybuchu jest zbliżona dla testowanych materiałów i wynosi ok. 650 m/s. Dla niektórych materiałów o zwiększonych zdolnościach podmuchowych, w strefie między główną falą uderzeniową i ognistą kulą pojawia się chmura zawierająca małe cząstki. Właśnie dla takich kompozycji prędkość przemieszczania się ognistej kuli i odległość jej krawędzi od czoła fali w drugiej milisekundzie od zainicjowania detonacji jest największa. Autorzy sugerują, że zaobserwowane zjawisko wskazuje na wzrost turbulencji i mieszania produktów wybuchu wewnątrz kuli ognistej, co w efekcie wzmacnia parametry fali podmuchowej.

Badania charakterystyk fal detonacyjnych w kompozycjach składających się z materiału wybuchowego, aluminium lub innych dodatków prowadzone były również w Zakładzie Materiałów Wybuchowych WAT. W pracy [8] badano wpływ zawartości aluminium (15-60%) i wielkości jego cząstek na parametry fali detonacyjnej kompozycji opartych na heksogenie flegmatyzowanym woskiem (RDX<sub>fl</sub>). Prowadzono pomiary prędkości detonacji przy różnych średnicach ładunków i w różnych otoczkach.

Wykonano test cylindryczny, którego wyniki były podstawą do wyznaczenia zdolności miotających i charakterystyk energetycznych badanych mieszanin. Zdolność miotającą scharakteryzowano za pomocą energii Gurneya. Z danych z testu cylindrycznego możliwe było również oszacowanie energii detonacji mieszanin.

Na podstawie uzyskanych wyników autorzy stwierdzili, że średnie wartości prędkości detonacji aluminizowanych materiałów wybuchowych powoli maleją wraz ze wzrostem średnicy ładunku w zakresie 15-60 mm. Zamknięcie ładunku w otoczce z miedzi lub z wody spowodowało wzrost prędkości detonacji o ok. 100-200 m/s. Dodanie aluminium obniża prędkość detonacji w porównaniu z czystym składnikiem wybuchowym, mimo tego, że gęstości ładunków są większe. Dodanie płatkowanego aluminium powoduje, że materiał wybuchowy jest bardziej porowaty niż w przypadku dodania proszku i dlatego też zmiany w prędkościach detonacji wraz ze wzrostem zawartości dodatku są bardziej widoczne. Materiał wybuchowy zawierający 30% LiF (zamiast aluminium) detonuje z nieznacznie większą prędkością niż ten zawierający 30% płatkowanego aluminium. Oba materiały wybuchowe mają podobną porowatość. W pracy wyznaczono również fronty fal detonacyjnych i stwierdzono, że mają one w przybliżeniu kształt sferyczny. Wartości promieni krzywizny frontów fal uderzeniowych  $R_m$  maleją wraz ze wzrostem zawartości aluminium w mieszaninie. Zamknięcie ładunków w otoczce wodnej podnosi wartość promienia  $R_m$ . Promienie krzywizny dla mieszanin zawierających sproszkowane aluminium są większe niż dla tych, w których zastosowano aluminium płatkowane. Wartości energii Gurneya dla mieszanin zawierających 15% Al są wyższe lub porównywalne do tych uzyskanych dla czystego RDX<sub>fl</sub>. Dopiero dodatek powyżej 30% aluminium obniża energię Gurneya. Oznacza to, że zdolności miotające mieszanin zawierających do 30% sproszkowanego aluminium są wyższe lub porównywalne do zdolności mieszanin wykonanych z czystego RDX<sub>fl</sub>. Mieszaniny zawierające płatkowane aluminium charakteryzują się mniejszą zdolnością miotającą niż odpowiednie kompozycje z proszkiem Al. Z danych otrzymanych w teście cylindrycznym wynika, że cząstki aluminium biorą udział w reakcjach z gazowymi produktami wybuchu i że ilość reaktywnego aluminium musi być znacząca, gdyż zdolności miotające produktów detonacji mieszanin wybuchowych z 30% zawartością Al są zdecydowanie wyższe niż w przypadku mieszanin z 30% zawartością LiF. Dowiedziono również, że energia detonacji wyznaczona na podstawie danych z testu cylindrycznego jest wyższa niż energia mechaniczna obliczona z izentropy ekspansji produktów detonacji mieszaniny wybuchowej przy założeniu obojętności chemicznej glinu, ale zdecydowanie niższa niż energia mechaniczna mieszaniny z reaktywnym glinem.

Badania nad tymi samymi kompozycjami heksogenu flegmatyzowanego i aluminium kontynuowano w pracy [9]. Tym razem autorzy skupili się na zjawiskach towarzyszących wybuchowi na otwartej przestrzeni i w komorach zamkniętych. Parametry fali podmuchowej generowanej przez badane ładunki mierzono za

pomocą czujników piezoelektrycznych. Stosując jednocześnie fotodiody, określono czas świecenia obłoku. Pomiar ciśnienia quasi-statycznego prowadzono w stalowych komorach o objętości 0,15 i 7 m<sup>3</sup> i wypełnionych powietrzem. Oprócz tego wyznaczano ciepło detonacji w bombie kalorymetrycznej o objętości 5,6 dm<sup>3</sup> w atmosferze argonu.

Na podstawie wyników wykonanych pomiarów stwierdzono, że pik nadciśnienia fali padającej dla testowanych aluminizowanych kompozycji wybuchowych jest zbliżony lub mniejszy niż dla czystego RDX<sub>fl</sub>. Zaobserwowano jednak wzrost impulsu, co oznacza, że cząstki aluminium reagowały z produktami gazowymi i powietrzem za frontem fali detonacyjnej. Wzrost parametrów fali podmuchowej był jednak nieznaczny. Czas świecenia produktów detonacji aluminizowanych materiałów wybuchowych był dłuższy niż w przypadku detonacji ładunków wykonanych z samego RDX<sub>fl</sub> i porównywalny lub większy w porównaniu z ładunkami trotylu o tej samej masie. Na podstawie testów przeprowadzonych w komorach o objętości 0,15 i 7 m<sup>3</sup> autorzy wywnioskowali, że wartości QSP dla aluminizowanego RDX<sub>fl</sub> są większe niż dla czystego RDX<sub>fl</sub>. Oznacza to, że w komorach ma miejsce reakcja między dodatkiem aluminium a tlenem z powietrza i produktami detonacji. Stwierdzenie to potwierdziły wyniki badań dla kompozycji RDX<sub>fl</sub>/LiF 70/30. LiF zachowywał się jak obojętny dodatek i dlatego wyznaczone QSP dla tej mieszaniny było dwa razy mniejsze niż dla mieszaniny RDX<sub>fl</sub>/Al 70/30. Wartość QSP zmierzonego dla mieszaniny zawierającej aluminium płatkowane była niższa niż dla mieszaniny zawierającej sproszkowane aluminium. Stwierdzono, że detonacja mieszaniny RDX<sub>fl</sub> z aluminium wytwarza więcej ciepła w bombie kalorymetrycznej niż heksogenu flegmatyzowanego bez dodatku. Zmierzone maksymalne ciepło detonacji odpowiadało zawartości aluminium 30%. Dalszy wzrost udziału Al powoduje szybkie obniżenie ciepła detonacji, szczególnie w przypadku kompozycji zawierających aluminium płatkowane. Ciepło detonacji uzyskane z pomiarów kalorymetrycznych okazało się znacznie większe niż całkowita energia detonacji obliczona dla obojętnego glinu, ale jednocześnie dużo mniejsze niż energia całkowita w przypadku glinu reaktywnego. To z kolei oznacza, że w bombie kalorymetrycznej tylko część proszku aluminium wzięła udział w reakcji z gazowymi produktami detonacji.

Kontynuacją prac [8-9] jest publikacja [10] dotycząca nieidealnych kompozycji materiałów wybuchowych opartych na RDX. W pracy tej badano ładunki wykonane z flegmatyzowanego RDX zawierające 30% proszku aluminium (o różnym stopniu rozdrobnienia), gruboziarnistego tlenku glinu lub rozdrobnionego fluorku litu. Badania dotyczyły wpływu obojętnych i reaktywnych dodatków na prędkość detonacji i ciśnienie quasi-statyczne. Do wyznaczenia stopnia dopalenia produktów detonacji i reaktywnych cząstek przeprowadzono wybuchy w komorze wypełnionej różnymi gazami.

Z wyników testów przeprowadzonych w komorze o objętości 0,15 m<sup>3</sup> wypełnionej azotem i powietrzem wynikało, że wartości QSP dla aluminizowanych

ładunków są wyższe niż dla ładunków zawierających obojętne dodatki. To oznacza, że w komorze zachodziła reakcja między aluminium a tlenem z produktów detonacji lub z powietrza. Wyznaczane w komorze ciśnienie quasi-statyczne dla mieszanin zawierających rozdrobnione cząstki aluminium (średnica cząstek  $\sim 5 \mu\text{m}$ ) było wyższe niż w kompozycjach z gruboziarnistym aluminium ( $70\text{-}90 \mu\text{m}$ ). Większa powierzchnia właściwa drobnoziarnistego proszku umożliwiała lepszą wymianę ciepła i reakcję tych cząstek z produktami detonacji i z powietrzem. Na wielkość QSP miał również wpływ rodzaj gazu obojętne w komorze. Okazało się, że wartości QSP mierzone w komorze wypełnionej argonem są wyższe niż w atmosferze azotu. Przyczyna leży w różnych właściwościach fizycznych tych gazów. Autorzy poddali również analizie stałe pozostałości powybuchowe odzyskane z komory. Na podstawie krzywych termogravimetrycznych stwierdzono, że po detonacji w powietrzu ładunków zawierających aluminium, w komorze obecny był jedynie tlenek glinu. To oznacza, że węgiel z heksogenu flegmatyzowanego i glin uległy całkowitemu utlenieniu w rozpraszających się produktach detonacji lub zabierając tlen z powietrza. Jeśli natomiast detonacja miała miejsce w atmosferze azotu lub argonu, wówczas pozostałościami powybuchowymi były cztery główne składniki, tj. tlenek glinu ( $\text{Al}_2\text{O}_3$ ), azotek glinu ( $\text{AlN}$ ), węgiel oraz metaliczne aluminium. Skład ten został potwierdzony za pomocą techniki dyfraktometrii rentgenowskiej.

Badaniem wpływu rodzaju atmosfery gazowej na dopalanie produktów detonacji aluminizowanych materiałów wybuchowych zajęto się również w pracy [11], prowadząc pomiary kalorymetryczne kompozycji wybuchowych na bazie  $\text{RDX}_{\text{fl}}$ . Badano takie same kompozycje wybuchowe, jak w pracy [10]. Pomiary prowadzono w bombie kalorymetrycznej o objętości  $5,6 \text{ dm}^3$  wypełnionej azotem, argonem, powietrzem i mieszaniną argon/tlen 80/20 pod zwiększonym ciśnieniem (2 MPa).

Z wyników doświadczeń autorzy wywnioskowali, że niezależnie od składu atmosfery kompozycje wybuchowe zawierające aluminium dają dużo większy efekt cieplny w porównaniu z mieszaninami zawierającymi składniki obojętne. Co do wpływu rozmiaru cząstek aluminium, to kompozycje zawierające cząstki o średnicy  $\sim 5 \mu\text{m}$  uwalniają nieznacznie więcej ciepła niż mieszaniny z cząstkami  $75\text{-}90 \mu\text{m}$ . Stwierdzono, że badane kompozycje w atmosferze argonu i azotu dają taki sam efekt energetyczny, tak więc gazy te mogą być stosowane zamiennie jako gazy obojętne w pomiarach ciepła detonacji w bombie kalorymetrycznej. Prawie jednakowy efekt energetyczny uzyskiwano również w powietrzu i mieszaninie argonu z tlenem. Obliczone wartości energii detonacji i ciepła wybuchu zmierzone w atmosferze obojętnej dla mieszanin z obojętnym dodatkiem są bardzo zbliżone. Jednakże w przypadku mieszanin aluminizowanych zmierzone w tych samych warunkach ciepło wybuchu jest większe niż energia detonacji obliczona przy założeniu inercyjności Al, ale z kolei jest dużo niższe niż obliczona energia detonacji dla reaktywnego Al. W badaniach dowiedziono również, że detonacja w atmosferze zawierającej ok. 20% tlenu prowadzi do całkowitego dopalenia produktów detonacji i glinu.

W pracy [12] badano wpływ aluminium na parametry detonacyjne materiałów bazujących na azotanie amonu. Mierzono prędkość detonacji oraz parametry wybuchu swobodnego w zamkniętej komorze o objętości  $0,15 \text{ m}^3$  wypełnionej powietrzem. Dodatkowo wykonano pomiary ciepła detonacji w bombie kalorymetrycznej o objętości  $5,6 \text{ dm}^3$  wypełnionej argonem.

Stwierdzono, że prędkość detonacji mieszanin AN/Al maleje wraz ze wzrostem zawartości aluminium od 10 do 25%. Proces wybuchu natomiast zanika stopniowo w mieszaninach zawierających 40% Al. Ciepło mierzone kalorymetrycznie rośnie wraz ze wzrostem zawartości Al w mieszaninie. Mieszaniny zawierające proszek aluminium generują więcej energii niż te, które zawierają płatkowane Al. Może to być spowodowane obecnością tlenku aluminium w płatkowanym Al. Ciepło wybuchu zmierzone w kalorymetrze jest tylko nieco mniejsze niż obliczone przy założeniu reaktywności glinu. To oznacza, że znaczna ilość glinu bierze udział w reakcji z gazowymi produktami rozkładu azotanu amonu wewnątrz bomby kalorymetrycznej wypełnionej argonem. Wartości QSP mierzone w komorze o objętości  $0,15 \text{ m}^3$  są niższe niż obliczone, a rozbieżności rosną w miarę wzrostu zawartości Al w mieszaninie. Quasi-statyczne ciśnienie mierzone dla mieszanin zawierających płatkowane aluminium ma niższe wartości niż dla mieszanin z proszkiem aluminium. W przypadku wybuchu swobodnego pik nadciśnienia podmuchowej fali padającej dla badanych aluminizowanych mieszanin jest niższy niż ten, który został zarejestrowany dla ładunków  $\text{RDX}_{\text{fl}}$  o tej samej masie. Jednakże wartości impulsów są zbliżone. To oznacza, że cząstki aluminium reagują z gazowymi produktami rozkładu azotanu amonu również w trakcie ich rozlotu w przestrzeni otwartej.

Oprócz aluminium do podwyższenia zdolności detonacyjnych często stosuje się stop aluminium i magnezu  $\text{Al}_3\text{Mg}_4$  (PAM). W pracy [13] badano wpływ zawartości tego stopu na charakterystykę fali detonacyjnej kompozycji opartych na  $\text{RDX}_{\text{fl}}$ . Wykonywano te same pomiary co w poprzednich publikacjach, czyli pomiar prędkości detonacji, QSP oraz ciepła detonacji w bombie kalorymetrycznej. Wykonano również obliczenia termochemiczne dla badanych kompozycji.

Okazało się, że uzyskuje się większą zgodność między eksperymentalną prędkością detonacji a obliczoną, jeśli założy się, że dodatki w mieszaninach są chemicznie obojętne, czyli że ani Al, ani Mg nie reagują w strefie reakcji fali detonacyjnej z produktami rozkładu  $\text{RDX}_{\text{fl}}$ . Otrzymane ciepło detonacji było zdecydowanie wyższe niż energia całkowita obliczona przy założeniu inercyjności Al i Mg, jednocześnie dużo niższa, jeśli założono, że te metale są reaktywne. Udowodniono, że około połowa masy sproszkowanego PAM bierze udział w reakcji z gazowymi produktami detonacji w bombie kalorymetrycznej. Wartości QSP dla mieszanin  $\text{RDX}_{\text{fl}}$ /PAM są wyższe niż otrzymane dla czystego  $\text{RDX}_{\text{fl}}$ , co oznacza, że w komorze zachodzi reakcja metali z tlenem i produktami detonacji. Pik nadciśnienia i impuls fali padającej testowanych mieszanin z proszkiem PAM był wyższy niż zmierzony

dla czystego  $\text{RDX}_{\text{fl}}$ . Stąd wniosek, że cząstki  $\text{Al}_3\text{Mg}_4$  dopalają się, reagując z gazowymi produktami detonacji i z powietrzem.

### 3. Ciekłe mieszaniny wybuchowe

Termobaryczne materiały wybuchowe, w skład których wchodzi paliwo ciekłe, przypominają mieszaniny paliwowo-powietrzne FAE (*Fuel Air Explosives*) zarówno w mechanizmie działania, jak i w strukturze obłoku. W ciekłych mieszaninach termobarycznych wykorzystuje się egzotermiczny rozkład paliwa zmieszanego ze sproszkowanym metalem, zazwyczaj jest to 40-75% metalu i 10-20% rozpraszającego ładunku materiału wybuchowego [14]. W przypadku tego typu materiałów uzyskuje się największe gęstości energii, ponieważ zawierają one procentowo więcej paliwa niż inne rodzaje ładunków termobarycznych.

W pracy [14] autorzy próbowali porównać stałe mieszaniny wybuchowe z ciekłymi na bazie IPN, wyznaczając współczynniki trotylowe takich kompozycji. Do badań wykorzystano sferyczne ładunki z paliwem płynnym i wewnętrznym, stałym ładunkiem rozpraszającym z plastycznego pentrytu. Jako podstawowe paliwo w ładunkach termobarycznych zastosowano IPN, następnie wykonano badania z mieszaniną IPN z azotanem 2-etyloheksylu (2-EHN), jak również z mieszaniną IPN z paliwem Diesla. Jako paliwo stałe testowano magnez ( $200\ \mu\text{m}$ ) i aluminium ( $5\text{-}10\ \mu\text{m}$ ) oraz aluminium aktywowane kompleksem fluorku z nikiem — patenty [15-16]. Oprócz tego stosowano elektron, czyli stop magnezu z glinem, krzemem, manganem i cynkiem ( $100\ \mu\text{m}$ ), węgiel drzewny, sproszkowany, czerwony fosfor oraz amorficzny bor. Proszek metalu i paliwo były tłoczone do wnętrza kuli przez jeden z połączonych przewodów wężowych aż do całkowitego usunięcia powietrza. Materiałem odniesienia była typowa kompozycja do wyznaczania równoważnika TNT, a mianowicie kilogramowa kula wykonana z odlewanej TNT, z umieszczonym w niej detonatorem z prasowanego TNT. Pomiary przeprowadzono na otwartej przestrzeni, aby możliwe było użycie prostego modelu do obliczeń równoważnika energii i dlatego, że jest to standardowa metoda wyznaczania ekwiwalentu trotylowego. Autorzy opracowania, wspierając się danymi literaturowymi uznali, że konieczne jest użycie kulistych ładunków, ponieważ jakiegokolwiek odstępstwo od symetrii może powodować silne mieszanie w obszarze przepływu i niejednorodną propagację fali ciśnienia na bliskich odległościach [17-19]. Ładunki zawieszono na wysokości 12 m nad ziemią pomiędzy dwoma prętami. Czujniki ciśnienia zamontowano na trzech różnych odległościach. Najdalszy umieszczono tam, gdzie spodziewano się krawędzi obłoku (ok. 4,7 m), najbliższy — tak, aby rejestrował maksymalne ciśnienie (ok. 2 m), a trzeci umieszczono pośrodku tych dwóch. Przyjęto takie rozmieszczenie czujników, aby zbadać, czy energia fali podmuchowej rośnie czy maleje w miarę jej rozchodzenia się, czyli czy mają miejsce reakcje endo- czy

egzoenergetyczne. Innym powodem takiego rozmieszczenia czujników był zamiar pomiaru prędkości rozchodzenia się fali.

Na podstawie wykonanych doświadczeń ustalono, że w wybuchu termobarycznym zapłon następuje po zmieszaniu się paliwa z otaczającym powietrzem i rozpoczyna się w zewnętrznej części obłoku gazowego. W wyniku tego ma miejsce zjawisko implozji, które zamyka chmurę i w konsekwencji prowadzi do wygenerowania silnego, długotrwałego ciśnienia wewnątrz obłoku. Aby nastąpił efekt implozji, sproszkowany metal powinien mieć strukturę opóźniającą zapłon, a zarazem powinien szybko spalać się, natomiast składnik palny produktów rozkładu powinien mieć zdolność do wzbudzenia zapłonu w momencie, gdy miesza się z powietrzem. Autorzy doszli do wniosku, że najlepiej te wymogi spełnia IPN z uwagi na jego zdolność do generowania wysokiego stężenia stabilnych, wolnych rodników, które ulegają ponownemu zapłonowi, gdy mieszają się z palnymi produktami rozkładu IPN obecnymi w powietrzu. Uważa się, że azotany i nadtlenki również należą do tej kategorii substancji i ich duża zawartość w organicznym paliwie powinna prowadzić do stworzenia korzystnych warunków dla wystąpienia implozji. Sproszkowany metal nie powinien w zasadzie reagować na etapie anaerobowym, ale w etapie aerobowym powinien zapalać się łatwo. Najlepiej służy do tego celu aktywowane aluminium. Uznano, że magnez spala się zbyt szybko w fazie anaerobowej i nie wymaga dużej ilości tlenu, co powoduje bardzo krótki czas trwania impulsu ciśnienia. Zwykle aluminium natomiast nie ulega zapłonowi, chyba że jest bardzo rozdrobnione, ale wówczas spala się również bardzo szybko i prowadzi do wzmocnienia fali uderzeniowej w etapie anaerobowym, zamiast wytworzenia długo trwającego impulsu ciśnienia.

Od składu kompozycji wybuchowej i paliwa zależy również rozkład energii. Ładunki o zwiększonych zdolnościach podmuchowych (EBX) wytwarzają dużą porcję energii we wczesnym etapie wybuchu, podczas gdy prawdziwe materiały termobaryczne (TBX) i materiały typu FAE przesuwają uwalnianie się energii do etapu aerobowego, a FAE generuje prawie w 100% wybuch aerobowy. Stałe materiały termobaryczne i materiały o podwyższonych zdolnościach podmuchowych uwalniają od 2/3 do 3/4 swojej energii w początkowej fazie anaerobowej, podczas gdy ciekłe materiały termobaryczne tylko od 1/3 do 1/2, zostawiając resztę paliwa na spalanie aerobowe. Z punktu widzenia przebiegu ciśnienia w obłoku ta różnica jest bardzo istotna. Dlatego też zawartość składnika spalającego się w etapie aerobowym powinna być jak największa. Jednakże w przypadku stałych paliw w kompozycji nawet nadmiar proszków metali nie gwarantuje wysokiego stopnia spalania aerobowego. Ustalono natomiast, że w przypadku zastosowania IPN jako paliwa, można użyć większej ilości sproszkowanego metalu, uzyskując potencjalnie wyższe poziomy energii i ciśnienia.

Analiza wyników przeprowadzonych w pracy [14] obliczeń i doświadczeń wykazała, że istnieją duże różnice w opóźnieniu spalania aerobowego dla badanych

materiałów wybuchowych. Dla ładunku 1 kg TNT pełne spalanie aerobowe zachodzi w czasie mniejszym niż 2 ms od zainicjowania wybuchu, a w przypadku materiałów termobarycznych o tej samej masie początek spalania w powietrzu obserwowany jest po minimum 7-8 ms. Stąd wyciągnięto wniosek, że w przypadku wybuchów materiałów termobarycznych lub też mieszanin paliwowo-powietrznych, należy brać pod uwagę tylko te równoważniki trotylowe, które wyznaczane są na podstawie przebiegów ciśnienia mierzonego na zewnątrz chmury paliwa w znacznej odległości od ładunku.

W pracy [20] wykonano szereg prób w celu ujawnienia różnic pomiędzy wybuchem standardowego ładunku trotylu a wybuchem aluminizowanego, hybrydowego materiału wybuchowego o nazwie RISAL. Ten drugi materiał zalicza się do tzw. ładunków termobarycznych i stanowi mieszaninę 53% azotanu izopropylu (ciecz) z 29% proszku heksogenu, 14,5% płatkowanego (5  $\mu\text{m}$ ) aluminium oraz 3,5% krzemionki. Gęstość kompozycji wybuchowej wynosiła 1,35  $\text{g}/\text{cm}^3$ , zaś prędkość detonacji — 5900 m/s. Ładunek RISAL miał kształt cylindryczny, a stosunek długości do średnicy był równy 2. Masy ładunków trotylu oraz RISAL-u wynosiły 1 kg. Badania prowadzono w przestrzeni otwartej i w betonowym budynku o objętości 200  $\text{m}^3$ . W próbach na otwartej przestrzeni ładunki umieszczono na środku stalowej płyty, poziomo do podłoża, natomiast w budynku ładunki umieszczono centralnie na podłodze. Parametry fali podmuchowej mierzono specjalnie do tego celu zaprojektowanymi czujnikami, umieszczonymi w różnych odległościach od środka ładunku (1,5; 2,5 i 3,5 m na otwartej przestrzeni i 0,25; 2,5; 2,75 i 3 m w budynku). Strumień promieniowania cieplnego i temperaturę ekspandujących produktów detonacji mierzono, używając fotodetektorów rejestrujących sygnał dla dwóch długości fali. W pomiarach na otwartej przestrzeni fotodiody ustawiono w odległości 30 m od ładunku i wysokości 0,5 m nad ziemią, natomiast w pomiarach w budynku — za drzwiami.

Wyniki pomiarów ciśnienia na otwartej przestrzeni w odległości 2,5 m od ładunku wykazały, że piki nadciśnienia w przypadku mieszaniny RISAL są około 1,5 raza wyższe niż piki po wybuchu ładunku trotylu. Poza tym dla RISAL-u dłuższy był czas trwania fazy dodatniej w fali podmuchowej. Stwierdzono ostatecznie, że na bliższych odległościach (1-2 m od ładunku) nadciśnienie na froncie padającej fali podmuchowej jest w przypadku ładunku RISAL 1,5-1,7 raza wyższe niż dla ładunków TNT, jednak różnice te zanikają wraz ze wzrostem odległości. Podobną tendencję zaobserwowano przy porównaniu przebiegu impulsu fazy dodatniej. Z pomiarów ciśnienia wysnuło więc dwa wnioski. Po pierwsze stwierdzono, że na bliskich odległościach (1-3 m od ładunku o masie 1 kg) ładunek RISAL ma lepsze zdolności podmuchowe (burzące) niż ładunek TNT. Po drugie, ciśnieniowy równoważnik trotylowy dla wybuchu RISAL-u nie ma wartości stałej i maleje wraz ze wzrostem odległości.

W przypadku wybuchu w budynku pik nadciśnienia zmierzonego w odległości 3 m od ładunku był również wyższy dla RISAL-u. Na zarejestrowanych przebiegach

ciśnienia bardzo wyraźnie widać fale odbite od ścian budynku. Jednakże fale te nie zaburzają amplitudy nadciśnienia padającej fali podmuchowej, jeśli tylko czujnik ustawiony jest w odległości przynajmniej 0,25 m od ściany. Wydłuża się jednak czas trwania fazy dodatniej w porównaniu z wybuchem na otwartej przestrzeni. Cechą wyróżniającą wybuch w zamkniętej przestrzeni jest pojawienie się wielu pików ciśnienia po czasie ok. 10 ms od momentu dotarcia do czujnika padającej fali podmuchowej. Amplituda fali odbitej osiąga ok. 2/3 wartości nadciśnienia pierwotnej fali podmuchowej. Jednocześnie czas trwania wtórnego impulsu wydaje się być nawet dłuższy niż pierwsza faza kompresji. Pozwala to stwierdzić, że badane ładunki mają zdecydowanie większe zdolności burzące w obiekcie zamkniętym niż na otwartej przestrzeni.

Pomiary temperatury na otwartej przestrzeni wykazały, że przebieg temperatury kuli ognistej można podzielić na trzy główne fazy. Przy wybuchu trotylu, zaraz po zainicjowaniu detonacji, temperatura produktów wybuchu gwałtownie spada do wartości poniżej 2000 K, a następnie szybko rośnie do określonej wartości maksymalnej. Ten wzrost związany jest z dopalaniem się ekspandujących produktów detonacji, w tym cząstek węgla. Ostatnia faza to powolny spadek temperatury. Podobny charakter przebiegu można było zaobserwować przy wybuchu RISAL-u. Jednakże typowa wartość temperatury dla tej mieszaniny była o około 200 K wyższa niż dla TNT. Tego efektu należało oczekiwać, ponieważ temperatura spalania cząstek aluminium jest zdecydowanie wyższa niż temperatura spalania węgla.

Przeprowadzone w pracy [20] badania wykazały, że ładunki termobaryczne oparte na heksogenie, azotanie izopropylu i aluminium charakteryzują się lepszymi zdolnościami podmuchowymi niż ładunki trotylowe oraz generują wyższe efekty cieplne w otoczeniu. Zamknięcie przestrzeni wybuchu znacząco wzmacnia ich własności termobaryczne ze względu na wzmożony proces dopalania spowodowany dodatkowym mieszaniami i sprężaniem ośrodka gazowego przez fale odbite.

Dla zbadania procesu detonacji ciekłych materiałów wybuchowych zawierających cząstki metali ważne jest poznanie warunków krytycznych dla ich zapłonu w skali laboratoryjnej oraz w czasie wybuchu ładunków na otwartej przestrzeni. Taki właśnie cel miały badania podjęte przez autorów pracy [21]. Testowane ładunki to gęsto upakowane złoża sferycznych cząstek magnezu nasycone ciekłym materiałem wybuchowym. Według autorów ten rodzaj heterogenicznego materiału wybuchowego bardzo dobrze nadaje się do badania wpływu różnych parametrów fizycznych (rozmiar cząstek, udział masowy składnika stałego) i chemicznych (wrażliwość ciekłego materiału wybuchowego, reaktywność cząstek) na rozprzestrzenianie się fali detonacyjnej. Wiadomo, że wymienione parametry mają wpływ na prędkość detonacji i wielkość klasycznej średnicy krytycznej ładunku. Dla materiałów heterogenicznych zawierających wtrącenia metali wprowadzono pojęcie dodatkowej średnicy krytycznej ładunku dla szybkiego zapłonu cząstek metalu (CDPI — *Critical Charge Diameter for Particle Ignition*). Jest to najmniejsza średnica ładunku, dla

której występuje zapłon cząstek metalu rozproszonych w produktach detonacji oraz w powietrzu i ich szybkie spalanie. Jeżeli ładunek ma średnicę mniejszą od krytycznej CDPI, to obserwuje się „spóźnioną” reakcję (reakcja o zbyt dużej skali czasowej, by uwalniana energia mogła wpływać na parametry fali podmuchowej). Dla małych ładunków cząstki pozostają całkowicie inercyjne chemicznie. Podkrytyczne ładunki (z opóźnioną reakcją) generują fale podmuchowe w przybliżeniu o jeden rząd wielkości słabsze niż ładunki nadkrytyczne z szybką, jednorodną reakcją w całej chmurze cząstek. Pomiędzy nadkrytycznym i podkrytycznym reżimem reakcji istnieje reżim przejściowy, gdy w chmurze cząstek pojawiają się lokalnie obszary szybkiej reakcji, a moc fali podmuchowej jest pośrednia między silną falą ładunku nadkrytycznego i słabą ładunku podkrytycznego. Istotny jest fakt, że tak zdefiniowana średnica krytyczna zależy od termodynamicznej historii cząstek w czasie ich rozpraszania oraz podatności metalu na zapłon. Zainicjowanie palenia cząstek metalu zależy nie tylko od takich parametrów, jak rodzaj materiału cząstki, jej rozmiar, kształt, powierzchnia, ale zależy też od szybkości jej grzania oraz atmosfery utleniającej [22-25]. Zapłon może zachodzić szybko, czyli w tak krótkim czasie, że energia uwalniana przy spalaniu cząstek zwiększa siłę fali podmuchowej, albo być opóźniony. Jeśli jest na tyle opóźniony, że gęstość otaczającego gazu drastycznie spada, wówczas spalanie cząstek może mieć niewielki wpływ na rozprzestrzenianie się fali podmuchowej.

W pracy [21] do wyznaczenia minimalnej temperatury potrzebnej do utlenienia cząstek magnezu zastosowano technikę opartą na „metodzie śladów” [25]. Cząstki metalu wprowadzane były do wnętrza kwarcowej rury z wolnym przepływem powietrza podgrzanego grzałką. W doświadczeniach używano cząstek sferycznego magnezu o rozmiarach 60, 85, 240 i 520  $\mu\text{m}$ . W przypadku cząstek o średnicy 60  $\mu\text{m}$  temperatura zapłonu w powietrzu wynosiła 610°C, chociaż dochodziło czasem do zapłonu tych cząstek w temperaturze 560°C. Za pomocą zdjęć z kamery cyfrowej ustalono, że czas wypalenia się cząstek wynosi 5-10 ms. W drugiej z zastosowanych technik badania procesu utleniania cząstek magnezu wykorzystano zestaw łączący termograwimetr z dyskretnym kalorymetrem skaningowym. Na podstawie pomiarów stwierdzono, że mimo iż reakcja utleniania cząstek o średnicy 85  $\mu\text{m}$  zaczyna się w temperaturze niewiele powyżej 500°C, to przyspiesza w temperaturze ok. 560°C, która odpowiada temperaturze zapłonu wyznaczonej w „metodzie śladów”.

Oprócz badań laboratoryjnych, w pracy [21] przeprowadzono również testy polowe, w których badano średnicę krytyczną ładunku dla zapłonu cząstek w ciekłym materiale wybuchowym. Użyto sferycznych ładunków zawierających upakowane złoża cząstek magnezu nasyconych nitrometanem (NM) uwrażliwionym trietyloaminą (TEA, zawartość 10% wag.). Ładunki miały średnicę od 3,6 cm do 33 cm. Od środka inicjowane były małym, pięciogramowym ładunkiem kruszącego materiału wybuchowego. Ciśnienie w fali podmuchowej było mierzone przez sześć czujników, umieszczonych w odległości od 0,6 m do 2,5 m od środka ładunku.

Proces rozproszenia cząstek i ich zapłon rejestrowały dwie kamery cyfrowe. Szczegółowy opis zastosowanej metody badań zawarty jest w opracowaniu [27]. Podczas wybuchowego rozproszenia cząstek magnezu obserwowano trzy rodzaje zjawisk: i) szybki zapłon, ii) opóźniony zapłon, lub też iii) całkowity brak zapłonu cząstek. W przypadku szybkiego zapłonu pierwsza klatka na kamerze rejestrowała bardzo intensywne świecenie w całej chmurze cząstek. W drugim przypadku lokalny zapłon cząstek generował płomień, który rozprzestrzenił się w obszarze centralnym zawierającym produkty spalania i cząstki. Na tej podstawie autorzy wywnioskowali, że cząstki magnezu zapalają się, jeśli czas ich przebywania w gorących produktach spalania jest wystarczający do ich ogrzania do temperatury zapłonu. Skorelowano obserwowane trzy zjawiska spalania z wielkością cząstek i średnicą ładunku. Warunki dla szybkiego zainicjowania spalania metalu zależą od średnicy zarówno ładunku jak i cząstek. Dla proszku magnezu umieszczonego w sferycznych ładunkach o średnicy do 12,3 cm, średnica krytyczna cząstek dla szybkiego zapłonu leży między 85 i 240  $\mu\text{m}$ . Dla cząstek o wielkości 85  $\mu\text{m}$  do zajścia szybkiego zapłonu wystarczą ładunki o średnicy 3 cm, dla cząstek 240  $\mu\text{m}$  średnica ta wynosi 21,5 cm. W przypadku mniejszych ładunków zapłon cząstki może zachodzić z opóźnieniem, po kilku milisekundach, ale wówczas spalanie cząstek nie jest tak szybkie, aby zwiększyła się siła fali podmuchowej. Dla ładunków cylindrycznych średnica krytyczna dla cząstek 85  $\mu\text{m}$  wynosi ok. 18-25 mm, zaś dla cząstek o wielkości 240  $\mu\text{m}$  wynosi powyżej 49 mm. Tak więc średnice krytyczne CDPI dla ładunków cylindrycznych są zdecydowanie niższe niż w przypadku ładunków sferycznych.

Podobny problem inicjowania spalania cząstek metalu w ciekłym materiale wybuchowym był badany w pracy [28]. Tym razem autorzy testowali ładunki zawierające upakowane złoża cząstek aluminium o rozmiarach od 10  $\mu\text{m}$  do 110  $\mu\text{m}$ , nasycone uwrażliwionym nitrometanem. Stwierdzili, że zapłon i warunki reakcji zależą nie tylko, jak poprzednio, od średnicy ładunku i rozmiaru cząstek, ale również od ograniczającej materiał otoczki. Potwierdzili tezę o istnieniu średnicy krytycznej ładunku dla zapłonu cząstek. O ile dla cząstek kulistego magnezu o średnicy od 60 do 500  $\mu\text{m}$  w ładunkach sferycznych średnica CDPI jest proporcjonalna do średnicy cząstek w potęgze 1,75 [20], to w przypadku sferycznych cząstek aluminium o średnicy od 2 do 10  $\mu\text{m}$  w długich, cylindrycznych ładunkach zależność CDPI od średnicy ładunku i cząstek ma kształt litery U, z minimum CDPI odpowiadającemu średniemu wymiarowi cząstek ok. 50  $\mu\text{m}$ . Wyróżniono trzy reżimy reakcji (odpowiedzi) cząstek: i) podkrytyczny (brak zapłonu rozproszonych cząstek), ii) okołokrytyczny (nieciągła reakcja w ekspandującej chmurze cząstek) oraz iii) nadkrytyczny (szybka, ciągła reakcja w całej chmurze cząstek). Te trzy reżimy odpowiadają, w odwrotnej kolejności, trzem zjawiskom obserwowanym w pracy [21].

Autorzy w pracy [28] skupili się głównie na badaniu wpływu metalowej otoczki na zapłon i reaktywność cząstek aluminium przy detonacji cylindrycznego, skondensowanego ładunku materiału wybuchowego. Badania dotyczyły wpływu

impedancji falowej materiału otoczki oraz jej grubości na proces spalania cząstek aluminium. Badano średnicę krytyczną CDPI, charakterystyki fali podmuchowej oraz rozpad otoczki na odłamki. Próbowano również zbierać i analizować małe odłamki, które mogą wpływać na proces dopalania i falę podmuchową. Do badań użyto trzech rodzajów otoczek. Pierwszą z nich była rura stalowa o grubości ścianki 2,1 mm, dwie kolejne były wykonane z aluminium o grubości 2,1 oraz 6,35 mm. Grubsza rura aluminiowa miała masę w przybliżeniu równą stalowej. W testach wykorzystywano różne rozmiary cząstek aluminium: ok. 13  $\mu\text{m}$  (H-10), ok. 54  $\mu\text{m}$  (H-50) i ok. 114  $\mu\text{m}$  (H-95). Udział masowy aluminium w mieszaninie wahał się od ok. 69% dla H-10 do ok. 72% dla H-50 i H-95.

Na podstawie wykonanych analiz oceniono opóźnienie zapłonu rozpraszanych cząstek w warunkach detonacji w stalowych i aluminiowych rurach. Wynosi ono 13-18  $\mu\text{s}$  dla cząstek o średnicy 13  $\mu\text{m}$  oraz 30-63  $\mu\text{s}$  dla cząstek 54  $\mu\text{m}$ . W reżimie nadkrytycznym reakcji cząstek, rozmiary odłamków pochodzących z otoczki były mniejsze, a fala podmuchowa silniejsza w porównaniu z wynikami otrzymanymi w reżimie okołokrytycznym. W tym ostatnim przypadku siła fali podmuchowej zmieniała się wraz z zawartością objętościową reagujących cząstek oraz szybkością reakcji chmury cząstek. Zaobserwowano również obecność mniejszych odłamków pochodzących z cienkiej aluminiowej otoczki, o wielkości ok. 100  $\mu\text{m}$ , i stwierdzono, że tworzą się one na skutek oporu powietrza działającego na krawędzie większych odłamków podczas ich rozproszenia.

W kolejnym artykule [29] poświęconym ciekłym mieszaninom zawierających złoża sferycznych cząstek metalu (NM uczulany TEA, magnez lub aluminium) badano wpływ skali eksperymentu na charakterystyki fal podmuchowych. Zastosowane sferyczne ładunki miały średnice od 3,6 cm (25 g Mg) do 33 cm (20 kg Mg) w przypadku magnezu i od 7,7 cm (350 g Al) do 28,5 cm (20 kg Al) w przypadku aluminium. Średni rozmiar cząstek magnezu wynosił 60, 85, 240 i 520  $\mu\text{m}$ , zaś aluminium 3, 8, 13, 36, 54 i 114  $\mu\text{m}$ . Detonację inicjowano ładunkiem 5-10 g C4 umieszczonym w centrum szklanej kuli zawierającej mieszaninę nitrometanu i cząstek metalu. Przebieg ciśnienia w fali podmuchowej rejestrowano, wykorzystując sześć czujników umieszczonych w odległości od 0,6 do 3,5 m od środka ładunku. Wybuch obserwowano za pomocą szybkiej kamery video.

Tak jak w opracowaniu [21], w przypadku cząstek magnezu zaobserwowano trzy reżimy spalania cząstek. Generalnie stwierdzono, że zastosowanie małych cząstek i większych ładunków zmniejsza stosunek czasu ogrzewania cząstek do czasu ich przebywania w produktach spalania podczas rozpraszania, co ułatwia proces spalania. To, czy cząstki spalają się szybko, ma ogromny wpływ na charakterystyki generowanej fali podmuchowej. Dla ładunków o średnicach 12,3 oraz 21,5 cm stwierdzono, że w przypadku szybkiego spalania cząstek w reżimie nadkrytycznym, maksymalne nadciśnienie fali podmuchowej jest prawie o rząd wielkości większe niż dla reżimu opóźnionego spalania, zaś impuls właściwy jest

około pięć razy większy. Najwyższe piki nadciśnienia i impulsu otrzymano dla cząstek magnezu o średnicy 85  $\mu\text{m}$ , które spalały się w reżimie nadkrytycznym we wszystkich ładunkach, niezależnie od ich wielkości.

Wyniki pomiarów (amplituda i impuls fali podmuchowej) przedstawiono na wykresach w funkcji względnej odległości od środka ładunku, tzn. odległości odniesionej do charakterystycznego promienia, którego wartość jest proporcjonalna do pierwiastka trzeciego stopnia z energii uwalnianej w trakcie wybuchu (sumy energii wybuchu nitrometanu i energii całkowitego spalania proszków metali). W przypadku proszku magnezu o średnicy 85  $\mu\text{m}$ , zależności amplitudy i impulsu od względnej odległości można opisać w zasadzie pojedynczą krzywą dla wszystkich zastosowanych ładunków (z wyjątkiem impulsu fali podmuchowej generowanej przez największy ładunek zawierający 5,5 kg proszku Mg). Jeśli zastosowano cząstki o średnicy 240  $\mu\text{m}$ , to największą amplitudę i impuls miała fala podmucha wytwarzana przez największy ładunek, zawierający masę 12 kg cząstek Mg. W tym przypadku wyskalowane wartości amplitudy i impulsu były zbliżone do tych użytych dla ładunków z cząstkami o średnicy 85  $\mu\text{m}$ .

W pracy [29] obserwowano również proces spalania cząstek aluminium w sferycznych ładunkach. W przeciwieństwie do ładunków cylindrycznych, w których dla niektórych rozmiarów cząstek (np. 114  $\mu\text{m}$ ) proces ich spalania był przerywany, cząstki w ładunkach sferycznych reagowały zawsze, szybko bądź z opóźnieniem. Zaobserwowano trochę inne reżimy reakcji w porównaniu do tych opisanych w artykule [28], a mianowicie: i) obojętne rozproszenie cząstek, po którym ma miejsce spalanie cząstek z opóźnieniem kilku milisekund, fala deflagracji rozchodzi się powoli w całej reszcie cząstek w czasie 10 ms, (ii) szybkie reakcje cząstek zachodzące w wyznaczonych miejscach lub paskach wewnątrz zdyspergowanej chmury cząstek, gdzie 10-90% cząstek zaczyna reagować już w pierwszej milisekundzie, oraz (iii) szybką reakcją jednorodną zewnętrznej warstwy zdyspergowanej chmury cząstek (cząstki w środku chmury są niewidzialne i mogą, ale nie muszą podlegać jednorodnemu spalaniu). Z obliczeń termodynamicznych wykonanych przez autorów pracy [29] wynika, że całkowite utlenienie aluminium w produktach detonacji w czasie ich adiabatycznej ekspansji zachodziło jedynie w przypadku początkowego udziału masowego aluminium mniejszego niż 30%.

Dla zakresu udziału masowego aluminium w doświadczeniach w granicach 65-80%, masa tego metalu, która może teoretycznie reagować z produktami detonacji, zmienia się odpowiednio od ok. 30 do 13%. Tak więc w miarę wzrostu udziału początkowego Al rola jego spalania w powietrzu zdecydowanie rośnie.

W podsumowaniu autorzy pracy [29] stwierdzili, że wyniki eksperymentalne wskazują, że w przypadku cząstek magnezu istnieje pewien krytyczny rozmiar ładunku dla ich szybkiego spalania. Powyżej tego rozmiaru parametry fali podmucha, skalowane we współrzędnych energetycznych, znacznie spadają, ponieważ chociaż cząstki metalu zapalają się szybko, to większość z nich pozostaje daleko

w tyle za falą uderzeniową w powietrzu. W przypadku cząstek aluminium, stopień ich palenia wewnątrz rozproszonej chmury ma większy wpływ na skalowane parametry podmuchowe.

Uproszczone, jednowymiarowe modelowanie generowania i propagacji fali podmuchowej wskazuje na to, że przemiana energii chemicznej na podmuchową jest maksymalna, jeśli palące się cząstki pozostają z tyłu, ale blisko fali podmuchowej [30]. W przypadku ładunków o średnicy 12,3 cm cząstki magnezu o wielkości 85  $\mu\text{m}$  podążają za czołową falą uderzeniową. Z obliczeń wynika również, że dla ładunków większych cząstki pozostają daleko w tyle za falą podmuchową i z tego powodu wzrost parametrów fali może być mniejszy. Stąd dla cząstek 85  $\mu\text{m}$  optymalna średnica ładunku wynosi poniżej 12 cm (ok. 1 kg Mg). Cząstki o średnicy 240  $\mu\text{m}$  przenikają bardzo szybko front fali uderzeniowej generowanej przez ładunek o średnicy 12,3 cm. Aby cząstki o tej wielkości pozostawały za falą podmuchową, potrzebny jest ładunek o średnicy przynajmniej 35 cm. Oszacowanie to dobrze koreluje z wynikami eksperymentalnymi, że dla cząstek magnezu o średnicy 240  $\mu\text{m}$  optymalna wielkość ładunku jest większa niż 28,5 cm (ok. 12 kg Mg).

W pracy [31] zajęto się wyznaczeniem przebiegu ciśnienia wywieranego na pojedynczą ścianę w trakcie odbicia się fali podmuchowej po wybuchu heterogenicznego, sferycznego ładunku zawierającego upakowane złoża cząstek metali, nasycone ciekłym nitrometanem uwrażliwionym trietyloaminą (10% wag.). W badaniach używano cząstek metali aktywnych oraz obojętnych, jednakże w pracy [31] zawarto jedynie wyniki doświadczeń z aluminium o trzech różnych wielkościach (H-30, H-50 i H-95 o średnicach odpowiednio 36, 54 i 114  $\mu\text{m}$ ) oraz aktywnym metalem o nieregularnym kształcie i wysokiej gęstości zwanym HDRM. Masy ładunków wynosiły dla NM/HDRM ok. 2,6 kg, a dla NM/Al ok. 1,8 kg. Wyniki dla tych kompozycji porównano z wynikami otrzymanymi po wybuchu sferycznego ładunku homogenicznego C4 o masie 1 kg. Testowany ładunek umieszczano w odległości ok. 10 średnic ładunku, liczonej od środka pionowo ustawionej płyty. Na płycie zamontowano 6 czujników piezoelektrycznych, osłoniętych powłoką silikonową chroniącą je przed oddziaływaniem gorących produktów wybuchu. Rozlot cząstek rejestrowany był za pomocą kamery wideo z szybkością 31 007 klatek na sekundę. We wszystkich przypadkach oddziaływanie fali odbitej od ziemi z falą padającą generowało powstanie fali Macha, która oddziaływała bezpośrednio na pionową ścianę.

Wyniki pomiarów pozwoliły sformułować kilka wniosków. Proces detonacji metalizowanych materiałów wybuchowych realizowany blisko twardej ściany może prowadzić do wzmocnienia siły działającej na powierzchnię tej ściany, w porównaniu do homogenicznych materiałów wybuchowych. Dzieje się tak w wyniku oddziaływania cząstek z powierzchnią lub też wzajemnej interakcji pomiędzy cząstkami a falami odbitymi, co prowadzi do wzrostu uwalnianej energii i wytworzenia się lokalnego ciśnienia wywieranego na ścianę. W przypadku aluminiowanych materiałów wybuchowych umieszczonych w odległości ok. 10 średnic ładunku od ściany

wartości ciśnienia i impulsu fali odbitej odniesione do wartości fali padającej były mniejsze (dla ciśnienia) bądź równe (dla impulsu) odpowiednim wartościom otrzymanym dla homogenicznego materiału wybuchowego (po ich przeskalowaniu do tej samej masy ładunku). Dla kontrastu mieszaniny NM/HDRM generowały znacznie wyższe wartości impulsu. Stwierdzono, że o ile materiały homogeniczne i ładunki aluminizowane są skuteczne na otwartej przestrzeni, o tyle mieszaniny NM/HDRM uzyskują lepsze parametry podmuchowe w całkowicie lub częściowo zamkniętych pomieszczeniach.

Otrzymane wyniki pozwalają autorom pracy [31] przypuszczać, że w przypadku małych cząstek znajdujących się w stanie ciekłym w produktach wybuchu, o temperaturze topnienia poniżej ich adiabatycznej temperatury spalania, oddziaływanie kropli cieczy ze ścianą daje niewielki wzrost lokalnego działania ciśnienia i impulsu na tę ścianę. Może to być spowodowane rozproszeniem kropli cieczy na powierzchni płyty, a następnie szybkim transportem ciepła do ściany, oziębieniem i zamrożeniem procesu spalania kropli cieczy. Natomiast w przypadku dużych cząstek metali, których jądro w procesie rozlotu i dopalania pozostaje raczej w stanie stałym niż ciekłym, szybki kontakt ze ścianą może prowadzić do gwałtownej fragmentacji tych cząstek i odbicia się ich od powierzchni ściany. Powoduje to zwiększenie powierzchni palenia cząstek metalu i w rezultacie zwiększa się lokalnie ciśnienie gazu i impulsu całkowitego działającego na ścianę.

Przestawiony scenariusz spalania cząstek metali dotyczy jednak pojedynczego odbicia fali podmuchowej. Natomiast w przypadku wybuchu w przestrzeniach zamkniętych, gdzie mamy do czynienia z wielokrotnym odbiciem fal uderzeniowych od ścian i ich oddziaływaniem z reagującą mieszaniną gazów, fragmentacja cząstek przy odbiciu od ścian może być bardziej efektywna, gdy cząstki metali są w stanie ciekłym, a nie stałym. Stąd hipoteza, że spalanie cząstek metali w stanie ciekłym jest bardziej skuteczne, gdy podwyższymy quasi-statyczne ciśnienie w przestrzeniach zamkniętych, podczas gdy spalanie cząstek w stanie stałym jest bardziej efektywne, gdy obciążenie działające na pojedynczą ścianę będzie zwiększone.

Prace nad badaniem parametrów detonacji i charakterystyk fal podmuchowych dla ciekłych mieszanin wybuchowych prowadzone były również w WAT, w Zakładzie Materiałów Wybuchowych. W pracy [32] badano mieszaniny składające się z nitrometanu z dodatkiem PMMA (4% masy) i PAM (stopu magnezu i glinu) pełniącego rolę paliwa. Kompozycję przygotowano, mieszając proszek stopu glinu i magnezu z jednorodną, lepką mieszaniną NM/PMMA przynajmniej na dwie godziny przed wykonaniem strzału.

W badaniach mierzono prędkość detonacji ładunków o masie 200 g za pomocą czujników zwarciovych, umieszczonych w otworach rury winidurowej. Wykonano również test cylindryczny w rurkach miedzianych dla samego nitrometanu z PMMA oraz dla mieszanin zawierających 15, 30, 45 i 60% PAM. Oprócz tego mierzono charakterystyki fal podmuchowych generowanych przez testowane ładunki. W celu oszaco-

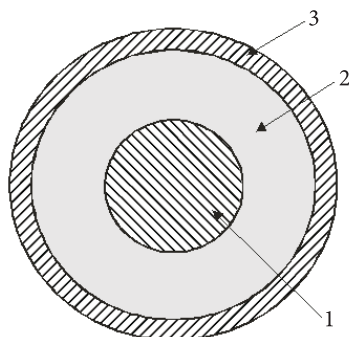
wania stopnia przereagowania metali w strefie reakcyjnej oraz w trakcie rozprężania się produktów detonacji wykonano obliczenia gazodynamiczne oraz termochemiczne.

Na podstawie uzyskanych wyników autorzy pracy [32] stwierdzili, że prędkość detonacji testowanych mieszanin NM/PMMA/PAM jest mniejsza niż prędkość detonacji zagęszczonego nitrometanu. Z porównania obliczonych i eksperymentalnych prędkości detonacji wynika, że dodatki są inercyjne chemicznie w strefie reakcji fali detonacyjnej oraz nie ma jest równowagi termicznej między cząstkami PAM i produktami gazowymi. Wyznaczone z danych z testu cylindrycznego zdolności miotające mieszanin z metalicznym dodatkiem (15 i 30% PAM) są porównywalne, a nawet większe niż samego nitrometanu. Z porównania eksperymentalnych i obliczonych prędkości miotanych rurek miedzianych wynika, że w fazie napędzania rurek cząstki metaliczne reagują w dużym stopniu z produktami detonacji niezależnie od ich zawartości w mieszaninie. Dane literaturowe dowodzą, że aluminium nie reaguje w pierwszej fazie z produktami detonacji nitrometanu. Stąd wniosek, że dodatek magnezu przyspiesza reakcje spalania cząstek stopu. Autorzy badali również charakterystyki fal podmuchowych generowanych przez testowane ładunki. Maksymalne nadciśnienie i impuls fali podmuchowej dla mieszanin zagęszczonego nitrometanu z PAM były większe niż dla czystego zagęszczonego nitrometanu. Największy wzrost parametrów fali podmuchowej zaobserwowano dla zawartości 30 i 45% stopu w mieszaninie. Otrzymane wyniki świadczą jednoznacznie o tym, że spalanie cząstek PAM zachodzi również po detonacji ładunków bez metalowej otoczki.

#### 4. Kompozytowe materiały i warstwowe materiały wybuchowe

Oddzielną grupę materiałów o podwyższonych parametrach podmuchowych stanowią materiały kompozytowe i warstwowe materiały wybuchowe. Materiały kompozytowe składają się z wybuchowej osnowy i dużych, makroskopowych wtrąceń niewybuchowych, zaś w warstwowych materiałach składniki te występują w postaci cylindrycznych warstw.

Patenty [33-34] dotyczą materiałów wybuchowych o podwyższonym efekcie cieplnym wybuchu, zdolnych do podtrzymywania ciśnienia w wydłużonym czasie w zamkniętych przestrzeniach, takich jak wypełnione powietrzem pokoje, jaskinie itp. Zastrzeżeniem patentowym objęto metalizowane kompozycje zawierające lepiszcze, reaktywny metal i utleniacz oraz opcjonalnie plastyfikator i katalizator. Opatentowano również ładunki materiału wybuchowego typu paliwo stałe — powietrze (SFAE — *Solid Fuel — Air Explosive*) o konstrukcji pierścieniowej. Typowy ładunek składa się z cylindrycznej warstwy (powłoki) zbudowanej z metalizowanej kompozycji otaczającej cylindryczny ładunek kruszącego materiału wybuchowego (rys. 1). Ładunek wybuchowy SFAE może składać się również z mieszaniny reaktywnego metalu lub metalizowanej kompozycji z materiałem wybuchowym.



Rys. 1. Konstrukcja cylindrycznego ładunku materiału wybuchowego paliwo stałe-powietrze (SFAE):  
1 — kruszący materiał wybuchowy; 2 — metalizowana kompozycja; 3 — metalowa obudowa

Metalizowana kompozycja może być wytwarzana na dwa sposoby. W pierwszym z nich proszek metalu pokrywany jest polimerem i prasowany. Tak wytworzona kompozycja może być stosowana w głowicach bojowych razem z cylindrycznym ładunkiem materiału wybuchowego typu PBX zawierającego HMX, RDX lub CL-20. Drugi rodzaj metalizowanej kompozycji wytwarza się w procesie mieszania, odlewania i utwardzania proszku metalu lub proszku metalu i utleniacza z materiałem wybuchowym w celu wytworzenia materiału typu PBX. Reaktywny metal może reagować z produktami reakcji materiału wybuchowego i utleniacza niezależnie od stężenia tlenu.

Jedna z opatentowanych kompozycji metalizowanych może składać się z ok. 60-96% wag. proszku reaktywnego metalu, 4-10% lepiszcza i 0-36% utleniacza.

Opatentowane kompozycje wybuchowe, w zależności od składu i geometrii ładunku, mogą posiadać nowe właściwości wybuchowe:

- a) charakteryzują się podwyższonym efektem cieplnym wybuchu spowodowanym intensywnym spalaniem metalicznego paliwa i są zdolne do podtrzymywania wysokiego nadciśnienia w długim czasie w zamkniętej objętości zawierającej ograniczoną ilość tlenu,
- b) są zdolne do wytworzenia względnie wysokiego nadciśnienia (30-60 psi) trwającego dłużej niż 50 ms w środowisku charakteryzującym się szybkim spadkiem temperatury, na przykład w trakcie adiabatycznego chłodzenia produktów reakcji po wybuchu swobodnym,
- c) są materiałami wybuchowymi o podwyższonej reaktywności, podwyższonym efekcie termicznym i obniżonej temperaturze zapłonu,
- d) są materiałami termobarycznymi, które charakteryzują się o 100% wyższą energią fali podmuchowej w porównaniu takimi kompozycjami jak tritonal (trotyl/aluminium 80/20).

W skład ładunku SFAE mogą wchodzić:

- a) proszki metali — ok. 50-80%
  - nanostrukturalne cząstki Al, B, Ti, Mg (rozmiar cząstek 20-500 nm),

- metastabilne mechanicznie stopy Al-Mg, Al-Mg-H, B-Mg, Al-B, Ti-B (1-50  $\mu\text{m}$ ),
- sferyczne cząstki Al (H-2 (2  $\mu\text{m}$ ) i H-5 (5  $\mu\text{m}$ )), Ti, B, Mg lub ich kombinacje z nanocząstkami i cząstkami stopów,
- b) materiały wybuchowe — 30-60% (CL-20, RDX, HMX),
- c) utleniacze — ok. 12-36% (nadchloran amonu, sól amonowa dinitroaminy, azotan amonu, azotan baru),
- d) lepiszcza w kompozycjach metalizowanych — polimery zdolne do aktywnego wiązania metalu — 4-6% (Viton — kopolimer teflonu, NC — nitroceluloza, GAP — poliazcydek glicydu, Zeon — polimer estru kwasu akrylowego i inne),
- e) lepiszcza w materiałach typu PBX — 5-7% (HTPB, PCP, poliestry, GAP i inne),
- f) plastyfikatory — ok. 4% (FEFO, TEGDN, Bu-NENA, TMETN i inne),
- g) katalizatory przyspieszające reakcje — ok. 1% (nanostrukturalny lub rozdrobiony  $\text{Fe}_2\text{O}_3$ ,  $\text{Cr}_2\text{O}_3$  i inne).

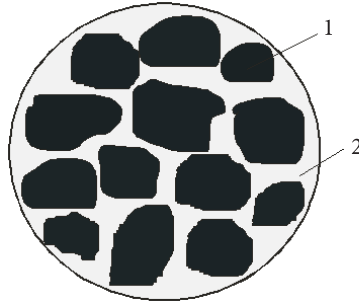
Patent [35] dotyczy prasowanych, aluminizowanych kompozycji wybuchowych i metod ich otrzymywania. Zainteresowanie nimi wynika z faktu, że zalicza się je do materiałów generujących podwyższony impuls ciśnienia (tak zwane materiały wybuchowe o zwiększonych parametrach podmuchowych lub termobaryczne materiały wybuchowe). Jednocześnie zaproponowane w patencie aluminowane kompozycje wybuchowe należą do materiałów o obniżonej wrażliwości.

Opisano metody otrzymywania kompozycji wybuchowej w postaci granulatu, przy czym aluminium i materiał wybuchowy są jednorodnie wymieszane w każdej granuli. W celu pasywacji aluminium pokrywane jest kwasem izostearydowym (0,3%) bądź woskiem. Prasowana kompozycja może zawierać od 5 do 55% aluminium, 45-95% RDX lub HMX oraz lepiszcze, którym jest mieszanina elastomeru poliakrylowego HyTemp 4454 z plastyfikatorem DOA (adypinian dioktylu). Zaproponowane lepiszcze umożliwia spełnienie przez otrzymane kompozycje wymagań stawianych materiałom wybuchowym przeznaczonym do zastosowania w mało wrażliwej amunicji.

Kompozycje wybuchowe wytwarzane są w procesie zawiesinowym. Kryształy materiału wybuchowego i pasywowane cząstki aluminium zalewane są wodą i podgrzewane, zanim zostanie dodany roztwór lepiszcza. Cała mieszanina ogrzewana jest do temperatury 100°C. W tej temperaturze rozpuszczalnik odparowuje z lepiszcza, które wiąże materiał wybuchowy i aluminium, tworząc granule. Na koniec granulaty jest odfiltrowywane. Tak otrzymana mieszanina jest bardziej jednorodna niż w przypadku mechanicznego mieszania. Ponadto wyjściowy materiał wybuchowy może być wilgotny, co zwiększa bezpieczeństwo procesu technologicznego.

Przedmiotem zainteresowania autorów patentu [36] są stałe kompozycje wybuchowe, które poddane działaniu słabej fali uderzeniowej zamiast detonować, ulegają fragmentacji i spalają się, zaś w przypadku obciążenia silną falą

uderzeniową w pełni detonują. Proponowane w patencie wysokoenergetyczne kompozycje spełniające takie warunki składają się z makroskopowych cząstek, które same w sobie są niewrażliwą kompozycją wybuchową, zawierającą mieszaninę mikroskopowych cząstek materiału wybuchowego, metalicznego paliwa i lepiszcza (rys. 2).



Rys. 2. Kompozycja wybuchowa: 1 — niewrażliwy składnik kompozycji; 2 — materiał bazowy (materiał wybuchowy lub lepiszcze)

Autorzy patentu dzielą składniki kompozycji w sposób następujący:

- materiał wrażliwy na falę uderzeniową — materiał detonujący po obciążeniu falą uderzeniową o amplitudzie co najmniej 5 kbar,
- materiał niewrażliwy na falę uderzeniową — materiał niedetonujący po obciążeniu falą uderzeniową o amplitudzie 25 kbar lub słabszą,
- materiał wrażliwy na ciepło — materiał zostanie zainicjowany i pali się gwałtownie przy normalnym ciśnieniu (1 atm), jeśli temperatura osiągnie wartość 600°C lub mniejszą,
- materiał niewrażliwy na ciepło — spalanie materiału nie zostanie zainicjowane w warunkach normalnego ciśnienia, jeśli temperatura nie osiągnie wartości co najmniej 1200°C.

Autorzy wyróżniają również dwa typy bodźców uderzeniowych i odpowiadające im odpowiedzi kompozycji wybuchowych:

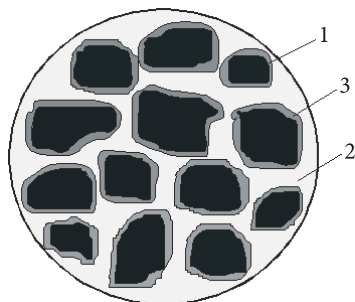
- słaby bodziec oznacza ciśnienie 10 kbar lub mniejsze, cząstki kompozycji nie zostaną pobudzone do detonacji, ale spalają się gwałtownie do wewnątrz,
- silny bodziec to ciśnienie minimum 30 kbar, cząstki wybuchają.

Makroskopowe granule (1) mają wymiary co najmniej 2 mm, są niewrażliwe na falę uderzeniową oraz wrażliwe lub nie na ciepło. Mogą składać się z:

- materiału wybuchowego (np. oktogen) i lepiszcza (np. HTPB),
- materiału wybuchowego (np. heksogen), mikroskopowych cząstek aluminium lub pyłu miedzi i lepiszcza,
- nadchloranu amonu, cząstek aluminium i lepiszcza,
- reaktywnego materiału (np. proszek Al i teflon),

- nitrocelulozy, hafnu (Hf) i lepszczca,
- paliwa raketowego (gdy przy paleniu potrzebne jest wydzielanie kwasu).

Granule (1) mogą być wytwarzane na różne znane sposoby. Materiał może być odlewany lub wyciskany i cięty do pożądanych rozmiarów. Po wysuszeniu makrocząstki można również pokryć materiałem, który w przypadku słabego impulsu ciśnienia spowoduje zapalenie ich powierzchni (rys. 3).



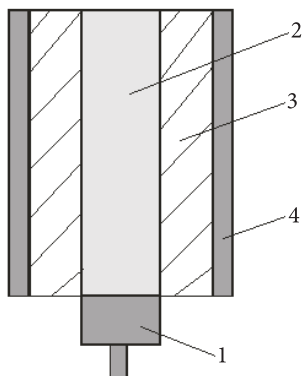
Rys. 3. Kompozycja wybuchowa: 1 — niewrażliwy składnik kompozycji; 2 — materiał bazowy (materiał wybuchowy lub lepszczce); 3 — materiał zapalający się pod wpływem słabego impulsu

Składnik bazowy (2) to materiał wrażliwy na bodźce (20-30% wag.), np. pentolit tworzony przez odlewanie mieszaniny pentrytu i trotylu, lub materiał obojętny (lepszczce) mający za zadanie scalanie mikrocząstek składnika (1) (do 10%).

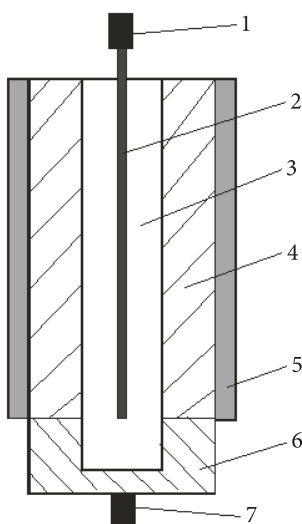
Przedmiotem patentu są również ładunki bojowe zawierające fragmentujące się kompozycje, w szczególności ładunki termobaryczne. Rosyjski ładunek termobaryczny zawiera proszek aluminium i cząstki heksogenu w żelowanym azotanie izopropylu (IPN). Po detonacji ładunku IPN jest rozpraszany w powietrzu i podgrzewany przez falę uderzeniową. Dodatkowe ciepło uwalniane z rozkładu IPN pomaga zainicjować spalanie cząstek aluminium wymieszanych z powietrzem za czołem fali podmuchowej (falą uderzeniową). Ale ze względów bezpieczeństwa, regulacje stosowane w USA zabraniają wykorzystywania w głowicach bojowych ciekłych materiałów. Dlatego autorzy patentu proponują konstrukcje ładunków termobarycznych, w których zastosowano stałą kompozycję wybuchową opisaną wcześniej.

Pierwszy z nich pokazany jest na rysunku 4. Cylindryczny ładunek materiału wybuchowego (2) generuje po detonacji słabą falę uderzeniową w warstwie cylindrycznej (3), składającej się z kompozycji wybuchowej pokazanej na rysunku 2 lub 3. Słaba fala uderzeniowa zapala i rozprasza makrocząstki kompozycji (3). Rozproszone cząstki spalają się w powietrzu podgrzanym przez falę uderzeniową, na skutek czego dodatkowa energia wzmacnia falę podmuchową w powietrzu.

Bardziej złożony ładunek termobaryczny pokazano na rysunku 5. Jeśli inicjacja rozpoczyna się od detonatora (7), to kruszący, silny materiał wybuchowy wywołuje w kompozycji (4) detonację i fragmenty obudowy napędzane są do dużej prędkości.



Rys. 4. Ładunek termobaryczny: 1 — detonator; 2 — cylindryczny ładunek słabego materiału wybuchowego; 3 — fragmentująca się kompozycja wybuchowa; 4 — metalowa obudowa



Rys. 5. Ładunek termobaryczny: 1 — detonator; 2 — lont detonujący; 3 — kompozycja zawierająca proszek aluminium i lepiszcze; 4 — fragmentująca się kompozycja wybuchowa; 5 — metalowa obudowa; 6 — ładunek kruszącego materiału wybuchowego; 7 — detonator

Jeśli natomiast zapalany jest lont detonujący (2) poprzez detonator (1), to w kompozycji generowana jest (4) słaba fala uderzeniowa, która zapala ją i rozprasza, ale nie powoduje jej detonacji. Fragmentacji ulega również metalowa obudowa (6), ale prędkość powstałych odłamków jest bardzo mała. Jeżeli oba detonatory są odpalane, ale w sposób sekwencyjny, najpierw detonator (1), a później (7), to prędkość odłamków będzie zależała od czasu opóźnienia odpalenia tego ostatniego — im opóźnienie będzie większe, tym prędkość fragmentów będzie mniejsza.

Autorzy artykułu [37] testowali cylindryczne, warstwowe ładunki wybuchowe z umieszczonym centralnie ładunkiem kruszącego materiału wybuchowego i zewnętrznej warstwy z proszkiem paliwa — ładunki SDF (*Shock-Disperse-Fuel* — paliwo rozproszone wybuchowo). Wybrane zostały trzy układy, w których stosunek ilości substancji niewybuchowej do ładunku kruszącego wynosił 100/1, 100/2 i 100/3. W dwóch przypadkach w układach był taki sam stosunek, natomiast inna była ich skala — masa substancji niewybuchowej wynosiła 4,05 lub 6,75 kg. Jako paliwo wybrano proszek aluminium (18  $\mu\text{m}$ ), a jako ładunek wybuchowy — sprasowany TNT. Stosunek wysokości obudowy do średnicy całego ładunku wynosił 1,5. Na dolnej i górnej podstawie tej obudowy umieszczono dwie grube płyty z aluminium i mosiądzu, które zapobiegały rozrzuconiu cząstek paliwa w kierunku osiowym, a wspomagały dyspersję promieniową. Paliwo było umieszczone pomiędzy ściankami obudowy a rurą z ładunkiem wybuchowym. W każdym z testów rejestrowano ekspansję chmury pyłu za pomocą kamery cyfrowej (1000-8000 klatek/sekundę). Testowany ładunek umieszczono na wysokości metra nad powierzchnią ziemi. Do wyznaczenia parametrów chmury pyłu w powietrzu ustawiono cztery wskaźniki odległości, po dwa z każdej strony ładunku. Pierwszy umieszczono w odległości 2 m, a drugi 4 m.

Autorzy pracy [37] uznali, że proces rozrzuconia sproszkowanej substancji w powietrzu przez detonację ładunku kruszącego może być podzielony na trzy etapy: i) rozpędzenie cząstek, ii) wyhamowanie cząstek oraz iii) przypadkowe rozproszenie cząstek. Fala detonacyjna i ciśnienie powstające w produktach detonacji rozpędzają promieniowo cząstki paliwa i rozrywają ścianki cylindrycznej obudowy. Czas trwania tego etapu jest bardzo krótki, około 2 ms. Cząstki paliwa osiągają swoją prędkość maksymalną pod koniec pierwszego etapu. W drugim etapie cząstki paliwa poruszają się promieniowo, jednakże ich prędkość maleje na skutek oporów powietrza i w konsekwencji zostają wyhamowane. Na tym etapie rośnie promień chmury. W trzecim etapie cząstki paliwa kontynuują swój ruch w przypadkowym kierunku i w ten sposób uzyskiwana jest jednorodność chmury pyłu w powietrzu. W przypadku gdy stężenie paliwa jest bliskie stężeniu stechiometrycznemu, siła wybuchu chmury paliwowo-powietrznej może osiągnąć najwyższy poziom. Im bardziej zawartość paliwa odbiega od stężeń stechiometrycznych, tym słabszy jest wybuch. W przypadku gdy stężenie paliwa przekracza górną lub dolną granicę wybuchowości, wówczas chmura nie jest zdolna do wybuchu. Zatem czas zwłoki między detonacją ładunku rozpraszającego stałe paliwo a wybuchem ładunku wtórnego jest bardzo istotny. W momencie, gdy ładunek wtórny zostaje zdetonowany, wówczas stężenie paliwa w powietrzu powinno być bliskie ilościom stechiometrycznym.

Dane eksperymentalne oraz zdjęcia z testów pokazały, że stosunek masy paliwa do masy ładunku rozpraszającego powinien wynosić 100/1, jednakże autorzy sugerują, że optymalny stosunek dla małych ładunków wynosi od 150/1 do 200/1. Powodem tego jest fakt, że w przypadku dużej skali wzrasta nie tylko ilość rozpra-

szanego paliwa, ale zwiększa się również średnia odległość, jaką pokonują cząstki paliwa. Dlatego też w miarę wzrostu skali ładunków stosunek wypełniacz/materiał wybuchowy maleje.

W pracy [38] poddano badaniu ładunki SDF o masie ok. 3 kg. Zawierały one ok. 1 kg kulistego ładunku wewnętrznego C4 otoczonego ok. 2 kg płatkowanego aluminium (2  $\mu\text{m}$ ) o gęstości upakowania ok. 0,35 g/cm<sup>3</sup>. Badania miały na celu pomiar charakterystyk podmuchowych w dwóch częściowo zamkniętych pomieszczeniach, weryfikację kodu komputerowego SHAMRC do modelowania dynamiki płynów oraz oszacowanie ilości wydzielającej się energii w procesie dopalania.

Zastosowane w badaniach pomieszczenia były ze sobą połączone. Jedno z nich nazwano pomieszczeniem głównym, a drugie przylegającym. Oba miały objętość po ok. 50 m<sup>3</sup>. Ładunki umieszczono na środku pomieszczenia głównego, a czujniki ciśnienia na ścianach i suficie w obydwu pomieszczeniach. Skoncentrowano się na analizie zarejestrowanych przebiegów ciśnienia, a nie na wyznaczaniu ciśnienia quasi-statycznego, ponieważ pomieszczenia były częściowo otwarte. Oprócz tego wykonano pomiary temperatury.

Wyniki pomiarów ciśnienia wskazują na istnienie trzech faz na czasowym przebiegu ciśnienia. Na czujniku umieszczonym na ścianie w pierwszym pomieszczeniu pierwszy pik pojawia się po 3 ms od zainicjowania wybuchu, a zaraz za nim, po 5 ms pojawia się silniejszy pik fali uderzeniowej odbitej od najbliższej ściany. Druga i trzecia faza przebiegu zaczyna się odpowiednio po ok. 11 ms i 17 ms i są to już piki fali podmuchowej odbitej od pozostałych ścian pomieszczenia. Okazuje się, że siła uderzeniowa fali podmuchowej maleje w czasie, mimo że aluminium nadal się spala. Po ok. 20 ms, czyli po trzeciej fazie, obserwuje się już tylko przypadkowe, małe skoki ciśnienia na poziomie szumów. Dlatego też, jeśli tylko pierwsza i druga faza nie spowodują zniszczeń w obiekcie, to na pewno trzecia faza podmuchu tego nie dokona. Innymi słowy reakcje dopalania mające miejsce w czasie pierwszych 15-20 ms są zdecydowanie bardziej istotne z punktu widzenia zdolności burzących niż te zachodzące później.

Porównanie wyników otrzymanych za pomocą kodu numerycznego SHAMRC z wynikami eksperymentalnymi pomiarów ciśnienia i impulsu, wykazało generalnie wyjątkową zgodność, zarówno jeśli chodzi o amplitudę i przebieg ciśnienia w czasie, jak również w przypadku strat energii i masy ośrodka gazowego, powodujących powolne zanikanie nadciśnienia. Po głębszej analizie stwierdzono jednak, że występują pewne różnice w przebiegach, które mogą być efektem założenia w obliczeniach większego stopnia przereagowania aluminium, niż to ma miejsce w rzeczywistości. Z obliczeń wynika, że w czasie 20 ms od wybuchu ładunku uwalniane jest ok. 79% dostępnej energii i 97% w czasie 75 ms. Prawdopodobnie za względnie długi czas reakcji odpowiedzialne jest słabe mieszanie cząstek aluminium z tlenem z powietrza. Wyniki pomiarów sugerują, że właściwości podmuchowe tego typu mieszanin SDF nie są aż tak dobre, jak przypuszczano i nie są dużo lepsze od właściwości

typowych termobarycznych materiałów wybuchowych, jak na przykład TBX A (nie podano składu tego materiału). Wprawdzie zdolności podmuchowe badanych ładunków SDF są o ok. 10% wyższe po czasie 50 ms niż ładunków TBX A, ale w czasie pierwszych 15 ms, gdy efekty podmuchowe są najważniejsze, ładunek SDF jest w rzeczywistości o ok. 10% mniej efektywny niż ładunek TBX A o tej samej masie. Prawdopodobnie spowodowane to jest faktem, że proporcjonalnie więcej energii jest uwalniane przez ładunek SDF w późniejszej fazie rozlotu, mieszania i spalania cząstek metalu.

## 5. Podsumowanie

Z dokonanego przeglądu literatury wynika, że materiały wybuchowe termobaryczne i o podwyższonej zdolności podmuchowej są w ostatnich latach intensywnie badane w wielu ośrodkach naukowych na świecie. Prowadzone prace dotyczą optymalizacji składów kompozycji wybuchowych i badania ich charakterystyk detonacyjnych i podmuchowych. Poznanie zjawisk towarzyszących wybuchowi tego typu materiałów umożliwia ich praktyczne zastosowanie w amunicji termobarycznej.

Wyniki badań dowodzą, że skład chemiczny kompozycji stanowi jedynie punkt wyjściowy do prognozowania jej właściwości wybuchowych. Zarówno stopień bezpieczeństwa jak i parametry podmuchowe zależą również od czystości składników kompozycji, morfologii cząstek, gęstości materiału oraz wyboru lepszycza i metod wytwarzania. Szerokie badania parametryczne konkretnych kompozycji są niezbędne do scharakteryzowania struktury obłoku powybuchowego i optymalizacji zdolności podmuchowych układów termobarycznych. Do prowadzenia takich badań nie wystarczają tradycyjne metody oceny materiałów wybuchowych, takie jak pomiar prędkości czy ciśnienia detonacji. Parametry detonacji materiałów termobarycznych są stosunkowo niskie i nie odzwierciedlają ich możliwości niszczących. Poszukuje się więc nowych sposobów oceny zdolności podmuchowych kompozycji o podwyższonych zdolnościach podmuchowych w przestrzeni otwartej lub w obiektach zamkniętych. Niektóre z nich zostały omówione w prezentowanym przeglądzie literatury.

Artykuł wpłynął do redakcji 10.07.2009 r. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano w październiku 2009 r.

### LITERATURA

- [1] A. A. HOPKINS-BROWN, A. BAILEY, *AASTP-4 Chapter 2 (Explosion Effects)*, Part 1 (Blast), Cranfield University, 1998.
- [2] <http://www.nap.edu/openbook/0309091608/html/16.html>, 3. *Thermobaric Explosives*, Advanced Energetic Materials, 2004.
- [3] R. SCHAEFER, *Development and Evaluation of New High Blast Explosives*, 36th International Conference of ICT, Karlsruhe, 2005.

- [4] KI-BONG LEE, KEUN-DEUK LEE, JEONG-KOOK KIM, *Relationship between Combustion Heat and Blast Performance of Aluminized Explosives*, 36th International Conference of ICT, Karlsruhe, 2005.
- [5] KEUN-DEUK LEE, KI-BONG LEE, JEONG-KOOK KIM, JIN RAI CHO, *A New Oxidant for Blasting Explosive Formulations*, 37th International Conference of ICT, Karlsruhe, 2006.
- [6] KI BONG LEE, KEUN DEUK LEE, JEONG KOOK KIM, KYO TAE KIM, *Design of Insensitive Cratering Explosive*, TEDC-519-051555 ADD Report, Korea, 2005.12.
- [7] K. L. MESBY, B. E. HOMAN, R. E. LOTTERO, *High Brightness Imaging for Real Time Measurement of Shock, Particle, and Combustion Fronts Produced By Enhanced Blast Explosives*, 24th Army Science Conference, Orlando, 2005.
- [8] W. A. TRZCIŃSKI, S. CUDZIŁO, L. SZYMAŃCZYK, *Studies of Detonation Characteristics of Aluminium Enriched RDX Compositions*, Propellants, Explosives, Pyrotechnics, 32, 5, 2007, 392.
- [9] W. A. TRZCIŃSKI, S. CUDZIŁO, J. PASZULA, *Studies of Free Field and Confined Explosions of Aluminium Enriched RDX Compositions*, Propellants, Explosives, Pyrotechnics, 32, 6, 2007, 502.
- [10] W. TRZCIŃSKI, S. CUDZIŁO, J. PASZULA, J. CALLAWAY, *Study of the Effect of Additive Particle Size on Non-Ideal Explosive Performance*, Propellants, Explosives, Pyrotechnics, 33, 3, 2008, 227.
- [11] W. KICIŃSKI, W. A. TRZCIŃSKI, *Calorimetry studies of explosion heat of non-ideal explosives*, Journal of Thermal Analysis and Calorimetry, 96, 2, 2009, 623-630.
- [12] J. PASZULA, W. TRZCIŃSKI, K. SPRZĄTCZAK, *Detonation Performance of Aluminium-Ammonium Nitrate Explosives*, Central European Journal of Energetic Materials, 5, 1, 2008, 3-11.
- [13] W. TRZCIŃSKI, J. PASZULA, *Detonation Performance of  $Al_3Mg_4$  Enriched Explosives and Afterburning of the Detonation Products*, Archivum Combustionis, 27, 3-4, 2007, 81-89.
- [14] A. HAHMA, K. PALOVUORI, Y. SOLOMON, *TNT-Equivalency of Thermobaric Explosives*, 36th International Conference of ICT, Karlsruhe, 2005.
- [15] A. HAHMA, Interntional Patent WO 2004/048295 A1, 2004.
- [16] A. HAHMA, Swedish Patent Application 0401456-9, 2004.
- [17] M. HELD, *Improved momentum method*, Propellants, Explosives, Pyrotechnics, 26, 6, 2001, 290-295.
- [18] M. HELD, *Blast efficiency measurements*, Propellants, Explosives, Pyrotechnics, 24, 5, 1999, 286-290.
- [19] M. HELD, *Impulse method for the blast contour of cylindrical high explosive*, Propellants, Explosives, Pyrotechnics, 24, 1, 1999, 17-26.
- [20] B. E. GELFAND, S. P. MEDVEDEV, S. V. KHOMIK, M. V. SILNIKOV, *Comparative study of pressure-temperature effects from TNT and RDX-IPN-Al explosives*, Military Aspects of Blast and Shock — MABS20, Oslo, 2008, 1-8.
- [21] L. D. FROST, F. ZHANG, S. B. MURRAY, S. MCCAHAN, *Critical Conditions for Ignition of Metal Particles in a Condensed Explosive*, 12th International Detonation Symposium, San Diego, 2002.
- [22] I. GLASSMAN, *Combustion*, 3rd Edition, Academic Press, Orlando, Ch. 9, 1996.
- [23] F. A. WILLIAMS, *Combustion Theory*, Addison-Wesley, Redwood City, CA, 1985.
- [24] F. A. WILLIAMS, *Some Aspects of Metal Particle Combustion*, [in:] Physical and Chemical Aspects of Combustion: A Tribute to Irv Glassman (F. L. Dryer and R. F. Sawyer, Eds.), Gordon and Breach, The Netherlands, 1997, 267-289.
- [25] R. A. YETTER, F. L. DRYER, *Metal Particle Combustion and Classification*, [in:] Microgravity Combustion: Fire in Free Fall, Academic Pressure, 2001, 419-478.

- [26] V. A. FEDOSEEV, *Evaporation and Combustion Kinetics of Fine Drops and Particles*, Fizika Aerodispersnykh Sistem, 1, 1969, 98-114.
- [27] F. ZHANG, D. L. FROST, P. A. THIBAUT, S. B. MURRAY, *Explosive Dispersal of Solid Particles*, Shock Waves, 10, 2001, 431-443.
- [28] F. ZHANG, A. YOSHINAKA, D. FROST, R. RIPLEY, K. KIM, W. WILSON, *Casing Influence on Ignition and Reaction of Aluminium Particles in an Explosive*, 13th International Detonation Symposium, Norfolk, 2006.
- [29] D. L. FROST, S. GOROSHIN, R. RIPLEY, F. ZHANG, *Effect of Scale on the Blast Wave from a Metalized Explosive*, 13th International Detonation Symposium, Norfolk, 2006.
- [30] Z. ZAREI, D. L. FROST, L. DONAHUE, D. R. WHITEHOUSE, *Simplified Modeling of Non-Ideal Blast Waves from Metallized Heterogeneous Explosives*, 20th Int. Colloquium on the Dynamics of Explosions and Reactive Systems, Montreal, 2005.
- [31] D. L. FROST, M. CAIRNS, S. GOROSHIN, J. LEADBETTER, R. RIPLEY, F. ZHANG, *Reflected heterogeneous blast*, Military Aspects of Blast and Shock — MABS20, Oslo, 2008, 1-20.
- [32] W. A. TRZCIŃSKI, J. PASZULA, S. GRYS, *Badanie parametrów detonacji i charakterystyk fal podmuchowych dla mieszanin nitrometanu z cząstkami stopu glinu i magnezu*, Biul. WAT, 56, 4, 2007, 243-256.
- [33] M. L. CHAN, G. W. MEYERS, *Advanced thermobaric explosive compositions*, Patent US 6,955,732 B1, Oct. 18, 2005.
- [34] M. L. CHAN, D. T. BUI, G. MEYERS, A. TURNER, *Castable thermobaric explosive formulations*, Patent US 6,969,434 B1, Nov. 29, 2005.
- [35] K. T. SMITH, *Presable explosive composition*, Patent US 2006/0060273 A1, Mar. 23, 2006.
- [36] R. H. GUIRGUIS, *Reactively induced fragmenting explosives*, Patent US 6,846,372 B1, Jan. 25, 2005.
- [37] BAZRAFSHAN ESMAEIL, POURMORTAZAVI SEYED MAHDI, *Fuel Dispersion in Air by Detonation Wave*, New Trends in Research of Energetic Matreials, Pardubice, 2006.
- [38] K. KIN et al., *Blast performance of shock dispersed fuel*, Military Aspects of Blast and Shock — MABS20, Oslo, 2008, 1-13.

K. BARCZ, W. A. TRZCIŃSKI

### Thermobaric and enhanced blast explosives

**Abstract.** In this work the review has been presented of papers devoted to thermobaric explosives (TBX) and enhanced blast explosives (EBX). The explosives are divided to liquid and solid mixtures, and advanced compositions including layer charges. The explosive formulations are characterized in details and the methods used for determination of explosion parameters as well as the results of experiments and computer simulations are presented. The attention is paid to the physical phenomena accompanying the detonation process in such heterogeneous compositions with a significant surplus of fuel.

**Keywords:** thermobaric explosives, enhanced blast explosives, blast waves

**Universal Decimal Classification:** 662.1/.4





## Modelowanie procesu przejścia palenia w detonację w stałych materiałach wybuchowych

WALDEMAR A. TRZCIŃSKI

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Nowych Technologii i Chemii, Instytut Chemii,  
00-908 Warszawa, ul. S. Kaliskiego 2

**Streszczenie.** W pracy przedstawiono, zaczerpnięte z literatury, modele teoretyczne opisujące proces przejścia palenia w detonację w odlewanych materiałach wybuchowych. Zaprezentowano jednowymiarowy model palenia (deflagracji) zgodny z klasyczną teorią Chapmana-Jougueta i model palenia w warunkach zerowej prędkości masowej za frontem fali oraz omówiono zjawiska fizyczne towarzyszące przyspieszaniu fali płomienia w stałych materiałach wybuchowych. Przedstawiono wyniki obliczeń dla odlewanych, kruszących materiałów wybuchowych. Wykorzystano model przyspieszania fali deflagracji do oszacowania czasu i drogi, po jakich proces palenia prowadzi do pojawienia się fali uderzeniowej w inicjujących materiałach wybuchowych. Przeanalizowano wpływ szybkości palenia oraz właściwości fizycznych materiału na wielkość drogi przejścia palenia w detonację.

**Słowa kluczowe:** materiały wybuchowe, deflagracja, modelowanie przejścia palenia w detonację  
**Symbole UKD:** 662.1/4

### 1. Wstęp

Z ogromnej ilości wyników badań doświadczalnych procesu przejścia palenia w detonację (PPD; ang. *Deflagration-to-Detonation Transition — DDT*) w skondensowanych materiałach wybuchowych wynikają następujące wnioski [1]:

- najważniejszą różnicą w procesie PPD między inicjującymi i kruszącymi materiałami wybuchowymi jest szybkość przejścia palenia w detonację — w przypadku materiałów inicjujących proces ten przebiega dużo szybciej,

- ponieważ różnica ta ma raczej charakter ilościowy, a nie jakościowy, wszystkie relacje wyprowadzone dla kruszących materiałów wybuchowych mogą być również zastosowane do materiałów inicjujących,
- zdecydowanie łatwiej jest zbudować model ilościowy dla procesu PPD w odlewanych materiałach wybuchowych niż w materiałach porowatych.

Pierwszy wniosek wypływa z samej natury materiałów wybuchowych inicjujących i kruszących. Od inicjujących materiałów wymaga się, aby ulegały gwałtownej detonacji, jeśli tylko zostaną poddane działaniu impulsu cieplnego, podczas gdy w kruszących materiałach detonacja inicjowana jest głównie za pomocą fali uderzeniowej. Powszechnie uważa się, że im szybciej palenie przechodzi w detonację, tym lepszy jest materiał inicjujący. Łatwość przejścia palenia w detonację jest również słabością inicjującego materiału wybuchowego, ponieważ przypadkowe jego zapalenie prowadzi do detonacji.

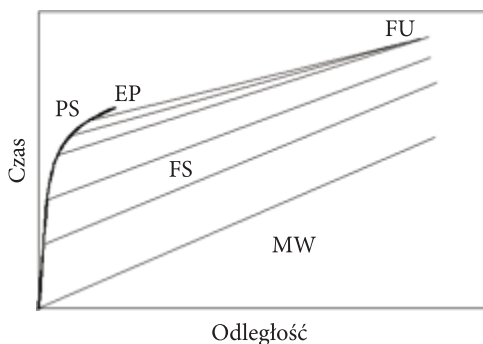
Drugi wniosek jest rezultatem zaobserwowania wielu podobieństw między inicjującymi i kruszącymi materiałami w procesie PPD. Oba rodzaje materiałów podlegają temu procesowi, przy czym w przypadku kruszących materiałów wybuchowych przejście to trwa dłużej i wymaga zamknięcia ładunku w ciężkiej otoczce.

Ostatni wniosek wynika z badań eksperymentalnych procesu PPD w odlewanych, kruszących materiałach wybuchowych i dobrej zgodności co do rzędu wielkości eksperymentalnie określonych czasu i drogi rozwoju detonacji z danymi uzyskanymi z jednowymiarowego modelu Maceka [2]. Nie istnieje odpowiedni do niego model przejścia palenia w detonację w przypadku porowatych materiałów wybuchowych. Dane eksperymentalne potwierdzają istnienie w tych materiałach konwekcyjnego frontu płomienia o dużej powierzchni i w rezultacie tworzenie się złożonego pola przepływu, wpływającego na proces PPD. W chwili obecnej nie istnieje prosty model fizyczny uwzględniający złożoność PPD w porowatych materiałach wybuchowych.

W niniejszej pracy zastosowano jednowymiarowy model, zaproponowany w pracy [2] i rozwinięty w pracy [1], do przewidywania drogi rozwoju palenia w detonację w inicjujących materiałach wybuchowych. W pierwszej kolejności omówiono model Maceka rozwoju palenia w detonację w odlewanych, kruszących materiałach wybuchowych. Przedstawiono również analizę krytyczną tego modelu dokonaną w pracy [1]. Następnie zaprezentowano jednowymiarowy model palenia (deflagracji) zgodny z klasyczną teorią Chapmana-Jougueta (CJ) i omówiono zjawiska fizyczne towarzyszące przyspieszaniu fali płomienia w stałych materiałach wybuchowych. Przedstawiono szczegółowo modele przejścia palenia w detonację analizowane w pracy [1] oraz prezentowane tam wyniki obliczeń. Na zakończenie wykorzystano model przyspieszania fali deflagracji do oszacowania czasu i drogi, po jakich proces palenia doprowadzi do pojawienia się fali detonacyjnej w inicjujących materiałach wybuchowych. Przeanalizowano wpływ szybkości palenia oraz właściwości fizycznych materiału na wielkość drogi przejścia palenia w detonację.

## 2. Model Maceka przejścia palenia w detonację

Jeżeli fala deflagracji zostanie zainicjowana na dnie zamkniętej rury, to propaguje się w głąb rury, spalając materiał wybuchowy i generując strumień gazów w kierunku przeciwnym do ruchu fali. Ponieważ gazy te zatrzymują się na ścianie zamykającej dno rury, ich energia kinetyczna zmienia się w energię wewnętrzną. Wzrastające ciśnienie w gazie jest źródłem powstania fal sprężania, które oddziałują z falą deflagracji i przyspieszają ruch płomienia (rys. 1). Poruszający się coraz szybciej front spalania generuje z kolei fale sprężania w nieprzereagowanym materiale wybuchowym przed frontem płomienia, co powoduje powstanie złożonego, niestacjonarnego przepływu. Efektem wzajemnego oddziaływania fal sprężania jest powstanie wewnątrz materiału fali uderzeniowej, która inicjuje reakcje prowadzące do wygenerowania fali detonacji. Amplituda inicjującej fali uderzeniowej zależy od rodzaju materiału wybuchowego.



Rys. 1. Obraz przejścia palenia w detonację na płaszczyźnie fazowej odległość–czas: MW — materiał wybuchowy; PS — produkty spalania; FP — front płomienia; FS — fale sprężania; FU — fala uderzeniowa

Mechanizm wzrostu ciśnienia przed frontem fali płomienia zależy przede wszystkim od rodzaju paliwa. W gazach i prawdopodobnie w stałych materiałach o wysokiej porowatości dominującymi zjawiskami są turbulencja i dyfuzja gorących produktów spalania. W jednorodnych materiałach wybuchowych procesy te są nieobecne, a głównym mechanizmem wzrostu ciśnienia jest laminarne spalanie, którego szybkość zależy właśnie od ciśnienia [3].

Warunki niezbędne do uformowania się frontu uderzeniowego w spalającym się materiale wybuchowym są ściśle określone [2]. Po pierwsze, niezbędne jest ograniczenie wypływu do tyłu powstających produktów spalania. Zapewnia to wzrost ciśnienia działającego na materiał wybuchowy i wygenerowanie w nim zaburzeń w kierunku propagacji fali płomienia. Czoło tych zaburzeń, zgodnie z „mechanizmem przyspieszającego tłoka”, przekształca się w uderzeniowy front. Jeśli rozlot produktów spalania jest niczym nieograniczony, to ciśnienie nie wzrośnie w stopniu

wystarczającym, by w materiale wybuchowym powstała fala uderzeniowa. Po drugie, wzrost ciśnienia musi być gwałtowny. Ponieważ fale sprężania mają doganiać się i generować falę uderzeniową wewnątrz ładunku, czas niezbędny do wzrostu ciśnienia od wartości początkowej do wartości na czole inicjującej fali uderzeniowej musi być mniejszy niż czas przejścia fali dźwiękowej przez ładunek.

Macek [2] zaproponował pierwszą generację eksperymentalnych i teoretycznych metod badania zjawiska PPD w kruszących materiałach wybuchowych. Mierzył zależność ciśnienia od czasu w produktach spalania materiału wybuchowego zamkniętego w metalowej rurze oraz czas i miejsce pojawienia się w materiale fali detonacyjnej. Zmierzoną zależność ciśnienia w produktach spalania  $p$  od czasu  $t$  aproksymował funkcją:

$$p = p_0 e^{at}, \quad (1)$$

gdzie  $p_0$  i  $a$  oznaczają stałe. Założył, że ciśnienie w produktach spalania jest równe ciśnieniu w materiale wybuchowym.

Kompresję stałego materiału wybuchowego opisał równaniem Taity:

$$p = \frac{\rho_0 c_0^2}{n} \left[ \left( \frac{\rho}{\rho_0} \right)^n - 1 \right], \quad (2)$$

gdzie  $\rho$ ,  $\rho_0$  i  $c_0$  oznaczają gęstość, gęstość początkową i prędkość dźwięku materiału wybuchowego,  $n$  jest stałą.

Ruch fal sprężania w materiale wybuchowym obliczono w pracy [2] metodą charakterystyk. Macek przyjął, że  $n = 3$ , dzięki czemu charakterystyki  $C_+$  w fali sprężania są liniami prostymi (rys. 1). Punkt przecięcia się charakterystyk, na których różnica ciśnienia wynosi kilka kilobarów, przyjęto za początek formowania się fali uderzeniowej o amplitudzie zdolnej do pobudzenia materiału wybuchowego do detonacji. Zainicjowana fala detonacyjna przemieszcza się w materiale w kierunku zgodnym z propagacją frontu płomienia (detonacja) oraz w kierunku przeciwnym (retonacja).

Stosując takie przybliżenie, Macek uzyskał dobrą zgodność między obliczonymi czasami i odległościami przejścia palenia w detonację a wartościami zmierzonymi (czas  $\sim 100 \mu\text{s}$ , dystans  $\sim 12 \text{ cm}$ ) dla dwóch kruszących materiałów wybuchowych — diazotanu dietylenonitroaminy (DINA) oraz pentolitu (pentryt/trotyl 50/50) [2]. Macek podjął również próbę wyjaśnienia zaobserwowanej eksponentalnej zależności między ciśnieniem i czasem za frontem, wykorzystując jednowymiarowy, adiabatyczny model palenia. Zależność liniowej prędkości frontu płomienia  $U$  od ciśnienia  $p$  opisał zależnością:

$$U = \beta p^\lambda, \quad (3)$$

gdzie  $\beta$  i  $\lambda$  oznaczają stałe. Autor pracy [2] przyjął, że dla badanych materiałów  $\lambda = 1$  oraz  $\beta = 10$  cm/s kbar. Otrzymaną zależność ciśnienia od czasu dopasował do równania (1) poprzez stałą proporcjonalności, która uwzględniała wielkość powierzchni frontu płomienia.

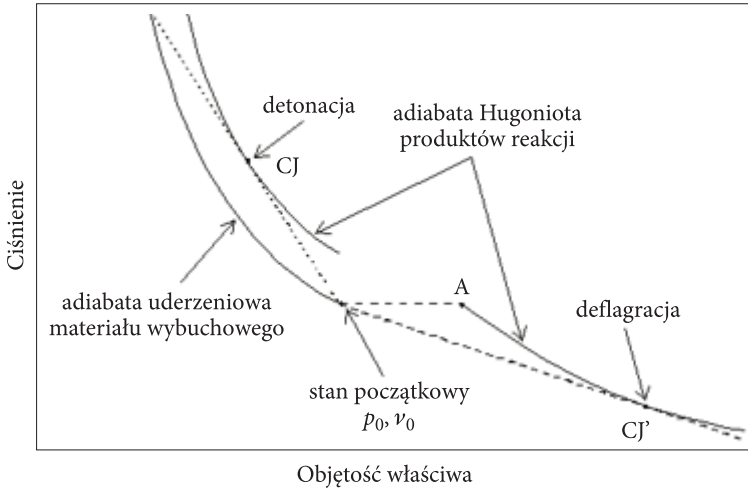
Chociaż Macek uzyskał dobrą zgodność ilościową między danymi eksperymentalnymi i obliczonymi dla dwóch kruszących materiałów wybuchowych, to według autorów pracy [1] jego model teoretyczny posiada słabe punkty. Po pierwsze, zakładając, że ciśnienia w produktach spalania i w materiale wybuchowym są sobie równe, Macek pominął spadek ciśnienia na froncie fali deflagracji, który może być bardzo duży, jeśli proces palenia osiąga reżim Chapmana-Jougueta. Zgodnie z teorią CJ, ciśnienie w nieprzereagowanym materiale może być znacznie wyższe od ciśnienia w produktach palenia. Po drugie, przyjęta postać zależności liniowej prędkości spalania od ciśnienia dobrze opisuje eksperymentalną zależność tylko do ciśnienia około 1 kbar. Rzeczywista relacja szybkości spalania i ciśnienia w procesie przyspieszającej fali deflagracji, która generuje falę detonacyjną, różni się od prawa szybkości spalania (3). Trzecim słabym punktem analizy Maceka było pominięcie pędu przekazywanego do produktów reakcji na froncie fali deflagracji. W przypadku zamkniętej rury, energia związana z ruchem cząstek produktów wpływa w rzeczywistości na przyspieszenie czoła płomienia.

### 3. Modele przejścia palenia w detonację uwzględniające właściwości fali deflagracji

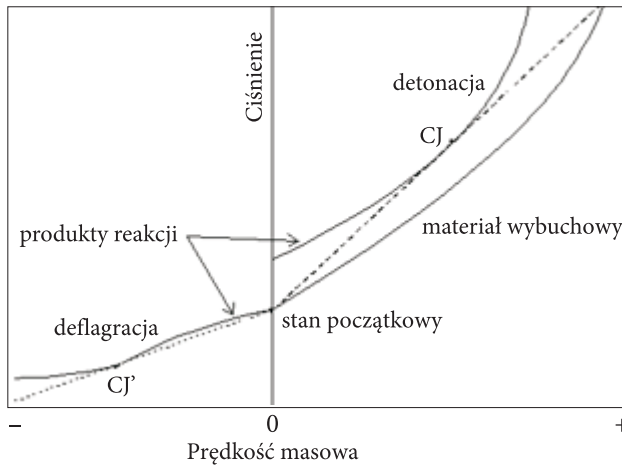
Na rysunkach 2 i 3 przedstawiono na płaszczyznach ciśnienie–objętość właściwa i ciśnienie–prędkość masowa krzywe Hugoniota dla produktów reakcji materiału wybuchowego w przypadku procesów detonacji i deflagracji. Górne krzywe i punkt CJ odpowiadają detonacji, zaś krzywe dolne i punkt CJ' związane są z deflagacją. Parametry punktu CJ' odpowiadają stacjonarnej fali spalania propagującej się w materiale wybuchowym.

Jak wcześniej stwierdzono, fala deflagracji zainicjowana na dnie zamkniętej rury przemieszcza się wzdłuż rury i spala materiał wybuchowy oraz generuje ruch produktów reakcji w kierunku przeciwnym. Produkty reakcji wyhamowywane są na dnie rury i ich energia kinetyczna zamienia się w energię wewnętrzną. W rezultacie wzrasta ciśnienie i w produktach propagują się fale sprężania, powodując przyspieszenie fali deflagracji. Proces przyspieszania frontu płomienia generuje z kolei fale sprężania w materiale wybuchowym, co prowadzi do powstania złożonego niestacjonarnego przepływu przed frontem. Stan początkowy materiału wybuchowego jest więc stanem materiału sprężonego.

Ten złożony przepływ związany z przyspieszającą falą deflagracji został zilustrowany na rysunku 4 za pomocą diagramów prędkość masowa–odległość [1]. Dla

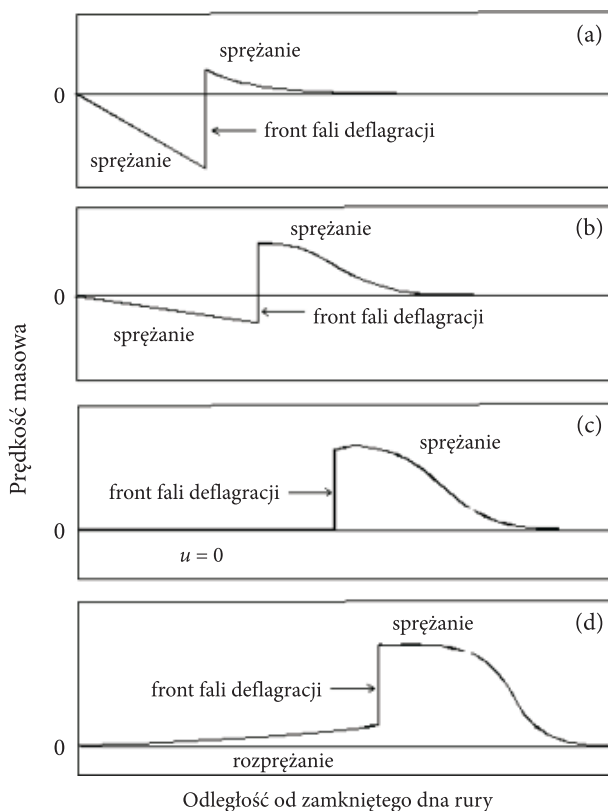


Rys. 2. Diagram ciśnienie-objętość właściwa dla deflagracji i detonacji



Rys. 3. Diagram ciśnienie-prędkość masowa dla deflagracji i detonacji

uproszczenia front fali deflagracji został przedstawiony jako nieciągłość, chociaż w rzeczywistości ma on skończoną szerokość. Na rysunkach 4a i 4b prędkość masowa produktów reakcji na froncie fali deflagracji ma wartość ujemną i konieczne jest wystąpienie obszaru sprężania by osiągnęła ona wartość zero na dnie rury. Rysunek 4c przedstawia przypadek, w którym spadek prędkości masowej na froncie fali deflagracji jest dokładnie równy prędkości masowej materiału sprężonego przed frontem. W następnej fazie przyspieszania fali deflagracji (rys. 4d) prędkość masowa za frontem fali jest dodatnia i niezbędne jest powstanie obszaru rozprężania, by spełniony był warunek brzegowy na dnie rury. Jednakże, gdy za frontem



Rys. 4. Diagram prędkość masowa–odległość dla przyspieszającej fali deflagracji

fali nie ma strefy sprężania, wówczas nie ma również mechanizmu przyspieszania fali deflagracji związanego z procesem sprężania produktów gazowych.

Chociaż dokładne rozwiązanie złożonego, niestacjonarnego przepływu generowanego przez falę deflagracji w zamkniętej rurze jest bardzo trudne, to istnieją dwa modele analityczne procesu przyspieszania fali spalania, które umożliwiają oszacowanie górnej i dolnej granicy zmian prędkości spalania w stosunkowo prosty sposób. Dla fali detonacyjnej tylko punkt CJ odpowiada stabilnemu procesowi, ale w przypadku fali deflagracji stan końcowy produktów może określać każdy punkt na krzywej Hugoniota pomiędzy punktami A i CJ' (rys. 2-3), czyli na tzw. gałęzi słabej deflagracji. Punkt A odpowiada hipotetycznej deflagracji przy stałym ciśnieniu, w czasie której prędkość masowa nie zmienia się, zaś punkt CJ' deflagracji, dla której prędkość fali spalania, prędkość masowa i spadek ciśnienia są największe.

Biorąc pod uwagę opisany wyżej mechanizm przyspieszania oraz właściwości fali deflagracji, autorzy pracy [1] rozpatrywali dwa analityczne modele opisujące proces przyspieszania płomienia. W pierwszym z nich, zaproponowanym przez

Adamsa i Packa [4] do opisu fali deflagracji w gazach, występuje obszar sprężania materiału wybuchowego zakończony falą deflagracji, której prędkość jest taka, że pęd skompresowanego materiału wybuchowego jest dokładnie równy spadkowi pędu na froncie fali, a prędkość masowa produktów reakcji wynosi zero (rys. 4c). W modelu tym nie muszą wystąpić fale rozrzedzenia lub sprężania w produktach reakcji, by spełniony został warunek graniczny na dnie rury. Ponieważ zmiana prędkości cząstek z odległością za frontem fali spalania wynosi zero, zmiana w czasie ciśnienia na lewej granicy musi być również równa zero. Chociaż w modelu tym spełnione jest prawo zachowania pędu, to nie jest on fizycznie poprawny, ponieważ nie jest możliwe w tym modelu przyspieszanie płomienia i nie występuje mechanizm wzrostu ciśnienia na dnie rury. Jednakże model Adamsa-Packa umożliwia wyznaczenie dolnych wartości prędkości frontu płomienia i spadku ciśnienia na froncie przyspieszającej fali deflagracji, gdyż dla każdej fali propagującej się szybciej, na jej froncie pojawia się spadek prędkości masowej i możliwa jest realizacja mechanizmu przyspieszania płomienia.

W drugim modelu zakłada się, że deflagracja jest zawsze falą Chapmana-Jougueta z największą możliwą prędkością propagacji i największym spadkiem ciśnienia na froncie. Model ten umożliwia opis mechanizmu przyspieszania płomienia zgodnie ze schematem pokazanym na rysunku 4. Zastosowany został po raz pierwszy przez Troshina do badania procesu PPD w gazach [5]. Interesującym stanem deflagracji, gdy oba modele przewidują te same wartości prędkości oraz ciśnienia w produktach reakcji, jest przypadek pokazany na rysunku 4c. W przypadku deflagracji CJ stan ten odpowiada sytuacji, gdy kończy się etap przyspieszania płomienia i generowania nowych fal sprężania z produktów spalania do materiału wybuchowego. W tabeli 1 przedstawiono, obliczone w pracy [1], parametry tego stanu dla trotylu i pentolitu. Otrzymane wartości fali sprężania, 95 kbar dla trotylu i 129,5 kbar dla pentolitu, są zbyt duże, aby mogły być kryterium przejścia palenia w detonację, ponieważ w przypadku pentolitu jego wrażliwość na falę uderzeniową wynosi około 20 kbar, zaś odlewany trotyl może być zainicjowany falą uderzeniową o amplitudzie 60 kbar. W pentolicie przejście palenia w detonację jest stosunkowo łatwe, w trotylu jest niemożliwe. Zatem istnieje jakieś inne kryterium przyspieszania płomienia, które określa, czy w odlewanym materiale wybuchowym wystąpi przejście palenia w detonację.

TABELA 1

Parametry fali deflagracji CJ z zerową prędkością masową za frontem fali

Parametry fali deflagracji	Odlewany trotyl	Pentolit
Ciśnienie fali sprężania w materiale wybuchowym [kbar]	95,0	129,5
Prędkość fali deflagracji CJ [mm/μs]	3,116	3,504
Ciśnienie za frontem fali deflagracji CJ [kbar]	43,5	63,4

W pracy [1] wykorzystano oba modele przyspieszania płomienia do obliczenia przejścia palenia w detonację w pentolicie. Do wyznaczenia czasu i odległości powstania fali uderzeniowej w materiale wybuchowym przed frontem płomienia zastosowano metodę charakterystyk. Zależność ciśnienia w produktach spalania pentolitu od czasu dla ciśnienia poniżej 1 kbar opisano relacją Maceka [1] z parametrami  $p_0 = 0,08$  kbar,  $a = 0,12$  1/ $\mu$ s oraz dla ciśnienia powyżej 1 kbar związkiem podanym w pracy [6]:

$$p_2 = (1 \text{ kbar}) e^{0,08856(t-21,05)}, \quad (4)$$

gdzie  $p_2$  oznacza ciśnienie za frontem fali deflagracji. Czas  $t$  wyrażony jest w mikrosekundach.

Do opisu właściwości fizycznych materiału wybuchowego wykorzystano równanie Taity (2) izentropowego sprężania z  $n = 3$ . Wykorzystując związki wzdłuż ujemnych charakterystyk  $C_-$ , wyznaczono w sprężonym materiale wybuchowym przed frontem fali deflagracji prędkość dźwięku  $c_1$ , prędkość masową  $u_1$ , gęstość  $\rho_1$  i energię wewnętrzną  $e_1$  na prostoliniowych charakterystykach dodatnich  $C_+$  w funkcji ciśnienia  $p_1$ :

$$\rho_1 = \rho_0 \left( 1 + \frac{3p_1}{\rho_0 c_0^2} \right)^{1/3}, \quad (5)$$

$$u_1 = c_0 \left[ \left( 1 + \frac{3p_1}{\rho_0 c_0^2} \right)^{1/3} - 1 \right], \quad (6)$$

$$u_1 + c_1 = c_0 \left[ 2 \left( 1 + \frac{3p_1}{\rho_0 c_0^2} \right)^{1/3} - 1 \right], \quad (7)$$

$$e_1 - e_0 = \frac{p_1}{2\rho_1} - \frac{c_0^2}{2} \left( 1 - \frac{\rho_0}{\rho_1} \right), \quad (8)$$

gdzie  $\rho_0$ ,  $c_0$  są parametrami z równania (2),  $e_0 = c_0^2/2$ .

Prawa zachowania strumieni masy, impulsu i energii na froncie fali deflagracji można zapisać w następującej postaci:

$$\rho_1 (w - u_1) = \rho_2 (w - u_2), \quad (9)$$

$$p_1 + \rho_1 (w - u_1)^2 = p_2 + \rho_2 (w - u_2)^2, \quad (10)$$

$$e_1 + \frac{p_1}{\rho_1} + \frac{(w - u_1)^2}{2} + q = e_2 + \frac{p_2}{\rho_2} + \frac{(w - u_2)^2}{2}, \quad (11)$$

gdzie indeks 2 odnosi się do parametrów za frontem deflagracji,  $w$  oznacza prędkość fali deflagracji, zaś  $q$  jest ciepłem reakcji.

Właściwości fizyczne gazowych produktów reakcji opisano modelem gazu politropowego, dla którego prawdziwe są związki:

$$\frac{p_2}{\rho_2^k} = \text{const}, \quad (12)$$

$$e_2 = \frac{p_2}{(k-1)\rho_2}, \quad (13)$$

gdzie  $k$  jest wykładnikiem adiabatycznego rozprężania produktów reakcji. W pracy [1] zaproponowano, by jego wartość wyznaczać z relacji łączącej parametry detonacji CJ:

$$p_{CJ} = \frac{\rho_0 D^2}{k+1}, \quad (14)$$

gdzie  $D$  oznacza prędkość detonacji.

W przypadku modelu Adamsa-Packa prędkość masowa  $u_2$  za frontem fali spalania wynosi zero. Wówczas z praw zachowania (9)-(11) można wyznaczyć prędkość propagacji fali deflagracji w funkcji parametrów oznaczonych indeksem 1:

$$w^2 + \frac{w}{u_1} \left[ (k-1)(q + e_1) - \frac{p_1}{\rho_1} + \frac{k-3}{2} u_1^2 \right] - (k-1) \left( q + e_1 + \frac{p_1}{\rho_1} + \frac{u_1^2}{2} \right) = 0. \quad (15)$$

Po określeniu z równania (15) wartości prędkości fali deflagracji  $w$  dla zadanego ciśnienia  $p_1$ , można obliczyć wartości  $p_2$  i  $\rho_2$  z równań (9)-(10), zakładając  $u_2 = 0$ . W pracy [1] dla pentolitu przyjęto następujące dane:  $\rho_0 = 1,67 \text{ g/cm}^3$ ,  $c_0 = 2,43 \text{ mm/}\mu\text{s}$ ,  $q = 1160 \text{ cal/g}$ ,  $k = 2,598$ . Wyniki obliczeń dla fal deflagracji przedstawiono w tabeli 2.

Obliczone wartości prędkości fali deflagracji są ok. 300 razy większe niż prędkości otrzymane ze wzoru (3) opisującego zależność liniowej prędkości spalania od ciśnienia. W pracy [7] zaobserwowano, że prędkość fali deflagracji w materiałach wybuchowych jest rzędu 1-2 mm/ $\mu$ s, co dobrze koreluje z wynikami podanymi w czwartej kolumnie tabeli 2. Jest to potwierdzenie krytycznej uwagi autorów pracy [1] odnośnie zaproponowanej przez Maceka ekstrapolacji danych eksperymentalnych z pomiarów liniowej prędkości spalania do ciśnień powyżej 1 kbar. Z tabeli 2 wynika również, że dla ciśnień do 20 kbar ciśnienia  $p_1$  i  $p_2$  różnią się nieznacznie,

TABELA 2

Wyniki obliczeń dla fal deflagracji dla pentolitu [1] — model Adamsa-Packa

$p_1$ [kbar]	$p_2$ [kbar]	$u_1$ [mm/ $\mu$ s]	$w$ [mm/ $\mu$ s]	$u_1 + c_1$ [mm/ $\mu$ s]
1	0,998	$2,440 \cdot 10^{-2}$	$2,489 \cdot 10^{-2}$	2,479
2	1,9984	$4,831 \cdot 10^{-2}$	$5,023 \cdot 10^{-2}$	2,527
4	3,988	$9,481 \cdot 10^{-2}$	$1,023 \cdot 10^{-1}$	2,620
7	6,937	$1,615 \cdot 10^{-1}$	$1,836 \cdot 10^{-1}$	2,753
10	9,815	$2,249 \cdot 10^{-1}$	$2,700 \cdot 10^{-1}$	2,880
20	18,75	$4,171 \cdot 10^{-1}$	$5,700 \cdot 10^{-1}$	3,264
30	26,36	$5,864 \cdot 10^{-1}$	$8,860 \cdot 10^{-1}$	3,603
40	32,56	$7,385 \cdot 10^{-1}$	1,201	3,907
70	44,47	1,1244	2,054	4,678
100	50,28	1,4410	2,738	5,311
123,8	52,62	1,6597	3,186	5,749

co oznacza, że model Adamsa-Packa w tym przedziale jest modelem zbliżonym do modelu deflagracji przy stałym ciśnieniu.

Trajektorię ruchu frontu fali spalania można obliczyć ze wzoru:

$$x_w(t) = \int_0^t w(\tau) d\tau, \quad (16)$$

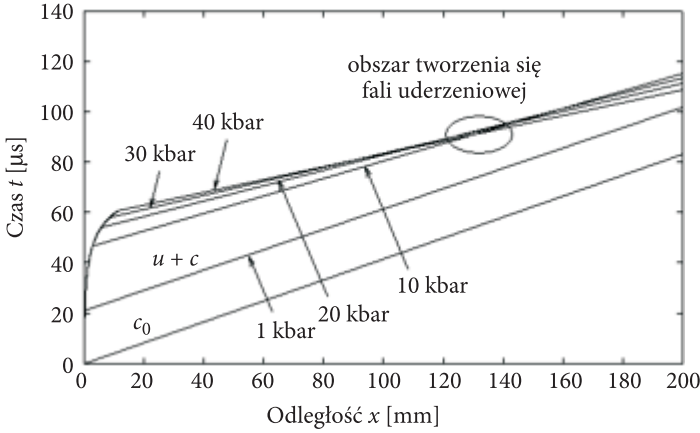
gdzie  $w(t)$  określono z zależności  $w$  od  $p_2$  z tabeli 2 oraz z zależności  $p_2$  od czasu z relacji (4). Ruch frontu fali spalania i kompresję materiału wybuchowego na płaszczyźnie  $x-t$  pokazano na rysunku 5.

Charakterystyki  $C_+$  ( $u+c$ ) przecinają się w obszarze położonym w odległości ok. 130 mm od dna rury po czasie ok. 90  $\mu$ s od momentu zainicjowania spalania pentolitu. Przyjmuje się, że w punkcie przecięcia się charakterystyk generowana jest fala uderzeniowa zdolna do pobudzenia materiału wybuchowego do detonacji.

Oszacowane za pomocą modelu Adamsa-Packa wartości parametrów procesu przejścia palenia porównano z wynikami obliczeń wykonanymi w oparciu o model deflagracji CJ w materiale wybuchowym skompresowanym izentropowo przez fale sprężania. Na froncie fali płomienia spełniony musi być warunek CJ –  $w = u_2 + c_2$ , czyli:

$$(w - u_2)^2 = k \frac{p_2}{\rho_2}. \quad (17)$$

Podstawiając związek (17) do równań (9)-(11), otrzymuje się następujące wyrażenia na ciśnienie i gęstość za frontem fali spalania:



Rys. 5. Charakterystyki fali sprężania generowanej procesem spalania materiału wybuchowego zamkniętego w rurze dla modelu Adamsa-Packa

$$p_2 = (k-1)\rho_1(q+e_1) \left[ 1 - \sqrt{1 - \frac{(2q+2e_1+p_1/\rho_1)p_1}{\rho_1(k^2-1)(q+e_1)^2}} \right], \quad (18)$$

$$\rho_2^{-1} = \frac{(k-1)(q+e_1+p_1/\rho_1)}{k p_1} \left[ 1 + \sqrt{1 - \frac{k^2(2q+2e_1+p_1/\rho_1)p_1}{\rho_1(k^2-1)(q+e_1+p_1/\rho_1)^2}} \right]. \quad (19)$$

Prędkość frontu fali oblicza się następnie ze związku:

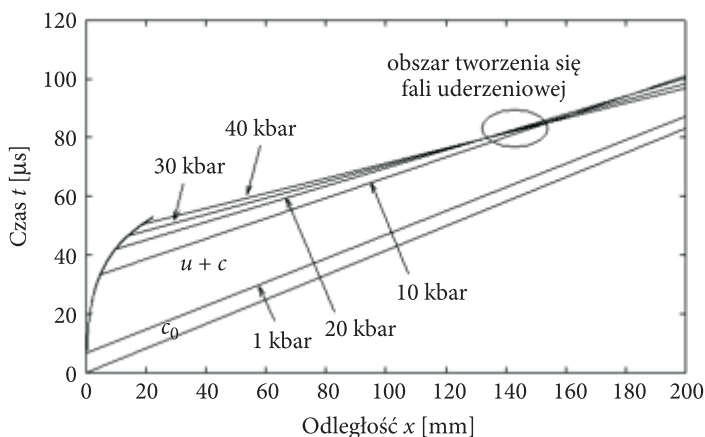
$$w = u_1 + \left( k \frac{p_2}{\rho_2} \right)^{1/2} \frac{\rho_2}{\rho_1}. \quad (20)$$

Wyniki obliczeń przedstawiono w tabeli 3 i na rysunku 6. Dla małych ciśnień początkowych  $p_1$  ciśnienie  $p_2$  za frontem fali deflagacji CJ jest dużo niższe od ciśnienia oszacowanego dla modelu Adamsa-Packa, zaś prędkość fali płomienia jest prawie dwa razy większa. Oznacza to, że fala deflagacji CJ w tym samym czasie przemieszcza się w materiale na większą odległość. Czas pojawienia się fali uderzeniowej w materiale wynosi ok. 80  $\mu$ s i jest nieznacznie mniejszy od czasu obliczonego dla modelu Adamsa-Packa (ok. 90  $\mu$ s), zaś odległość powstania fali uderzeniowej rośnie (ok. 140 mm na rysunku 6 wobec ok. 130 mm na rysunku 5). Ponieważ zastosowane modele teoretyczne umożliwiają obliczenie górnych i dolnych wartości parametrów przejścia palenia w detonację, krytyczny czas i odległość procesu PPD ograniczone będą tymi wartościami, jeśli izentropowe sprężanie pentolitu można opisać równaniem (2) z wykładnikiem  $n = 3$ .

TABELA 3

Wyniki obliczeń dla fal deflacji dla pentolitu [1] — model Chapmana-Jougueta

$p_1$ [kbar]	$p_2$ [kbar]	$u_2$ [mm/ $\mu$ s]	$w$ [mm/ $\mu$ s]
1	0,2799	-2,044	$4,500 \cdot 10^{-2}$
2	0,5637	-2,019	$8,910 \cdot 10^{-2}$
4	1,1426	-1,958	$1,750 \cdot 10^{-1}$
7	2,038	-1,870	$2,986 \cdot 10^{-1}$
10	2,966	-1,782	$4,170 \cdot 10^{-1}$
20	6,261	-1,5253	$7,767 \cdot 10^{-1}$
30	9,835	-1,3208	1,096
40	13,65	-1,1304	1,386
70	26,32	$-6,539 \cdot 10^{-1}$	2,130
100	38,62	$-2,247 \cdot 10^{-1}$	2,751
123,8	52,62	0	3,186



Rys. 6. Charakterystyki fali sprężania generowanej procesem spalania materiału wybuchowego zamkniętego w rurze dla modelu Chapmana-Jougueta

#### 4. Modelowanie przejścia palenia w detonację w inicjujących materiałach wybuchowych

W pracy [1] zastosowano prezentowane wyżej modele do obliczenia czasu i drogi przejścia palenia w detonację również w inicjującym materiale wybuchowym — azydku łożowiu. Na podstawie doświadczalnych danych literaturowych opisano zależność ciśnienia sprężonego materiału  $p_1$  od czasu w fali deflacji w azydku łożowiu. Do opisu właściwości fizycznych kryształu azydku łożowiu zastosowano

równanie Taity oraz uzyskany z danych eksperymentalnych związek między ciśnieniem i prędkością masową na froncie fali uderzeniowej. Ten ostatni wykorzystano do obliczenia prędkości masowej sprężonego azydku ołowiu:

$$u_1 = \frac{P_1}{\rho_0 c_0}, \quad (21)$$

gdzie:  $\rho_0 = 4,6 \text{ g/cm}^3$ ;  $c_0 = 2,15 \text{ mm}/\mu\text{s}$ .

W tym przypadku autorzy pracy [1] nie podają szczegółów rozwiązania problemu przejścia palenia w detonację. Tymczasem zastosowanie danych z adiabaty uderzeniowej do opisu izentropowego sprężania materiału wybuchowego jest grubym przybliżeniem. Ponadto w modelu pojawia się niejednoznaczność związana z obliczaniem w obszarze sprężania materiału prędkości masowej za pomocą wzoru (21), zaś prędkości dźwięku, energii wewnętrznej i gęstości z wykorzystaniem wzoru Taity (2).

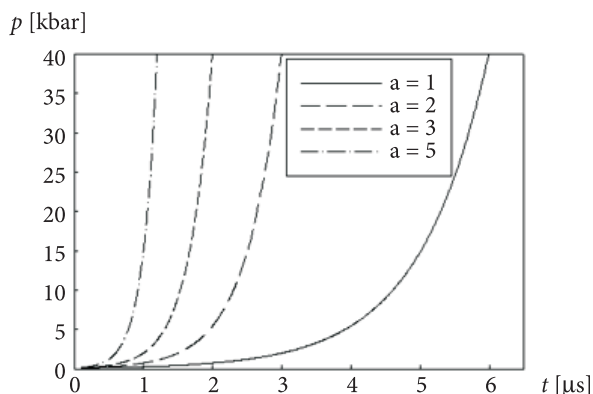
Obliczony dystans przejścia palenia w detonację w kryształach azydku ołowiu wyniósł ok. 2 mm, co jest zgodne z danymi eksperymentalnymi otrzymanymi dla kryształów azydku ołowiu o różnej grubości. W kryształach o grubości mniejszej od 2 mm nie stwierdzono zjawiska PPD, w grubszych taki proces zaobserwowano. Obliczone prędkości palenia dla obu modeli (Adamsa-Packa i CJ) są o rząd wielkości mniejsze niż prędkość 2,7 mm/ $\mu\text{s}$  zmierzona przez Chaudhri i Fielda [8]. Mimo zastrzeżeń prezentowanych wcześniej, w pracy [1] zastosowano również powyższy model do wykonania obliczeń procesu przyspieszania deflagracji w prasowanych ładunkach azydku ołowiu. Przyjęto następujące dane:  $\rho_0 = 3,4 \text{ g/cm}^3$ ,  $c_0 = 1,23 \text{ mm}/\mu\text{s}$ . W tym przypadku odległość do punktu powstania fali uderzeniowej wynosiła 0,9 mm. Porowatość jest przyczyną mniejszej prędkości dźwięku w prasowanym ładunku i stąd przecięcie się odpowiednich charakterystyk następuje szybciej.

Ze względu na ograniczoną ilość danych eksperymentalnych dotyczących inicjujących materiałów wybuchowych podejmiemy próbę zbadania wpływu szybkości spalania tych materiałów na proces PPD w hipotetycznym materiale wybuchowym. Mimo wcześniejszych uwag, podobnie jak w pracy [1], zastosujemy modele opracowane dla odlewanych materiałów wybuchowych. Przyjmujemy następujące parametry materiału inicjującego:  $\rho_0 = 1,4 \text{ g/cm}^3$ ,  $c_0 = 1,20 \text{ mm}/\mu\text{s}$ . Zaproponowana wartość  $\rho_0$  odpowiada gęstości zaprasowanych wybuchowych związków kompleksowych badanych w Zakładzie Materiałów Wybuchowych WAT [9], prędkość dźwięku jest zbliżona do prędkości prasowanego azydku ołowiu [1]. Ciepło spalania przykładowego związku kompleksowego  $q = 2000 \text{ cal/g}$  zaczerpnięto z pracy [10]. Założono, że wykładnik adiabaty produktów spalania  $k = 3,2$ . Wartość  $p_0$  z równania (1) przyjęto równą 0,1 kbar.

Zbadamy wpływ szybkości spalania materiału na proces PPD. Szybkość palenia zamkniętego materiału wybuchowego reprezentuje zależność ciśnienia od czasu (1).

Na rysunku 7 przedstawiono zmianę ciśnienia zgodną z równaniem (1) dla różnych wartości parametru  $a$ . Ciśnienie narasta do wartości ok. 40 kbar w czasie od 1 do 6  $\mu\text{s}$  przy zmianie  $a$  od 5 do 1.

Do wykonania obliczeń wykorzystano modele przyspieszania płomienia omawiane w poprzednim punkcie. W tabeli 3 przedstawiono wartości parametrów fal deflagracji w funkcji ciśnienia sprężonego materiału dla dwóch modeli: Adamsa-Packa oraz CJ. Zakres zmian ciśnienia  $p_1$  odpowiada amplitudom fal uderzeniowych prowadzących do detonacji w inicjujących materiałach wybuchowych (np. 6 kbar w przypadku azydku ołowiu [11]). Jak wcześniej stwierdzono, uzyskane prędkości frontu płomienia  $w$  i ciśnienia  $p_2$  w produktach spalania za frontem fali dla modeli Adamsa-Packa i CJ stanowią graniczne wartości tych parametrów w fali deflagracji w badanym materiale wybuchowym.



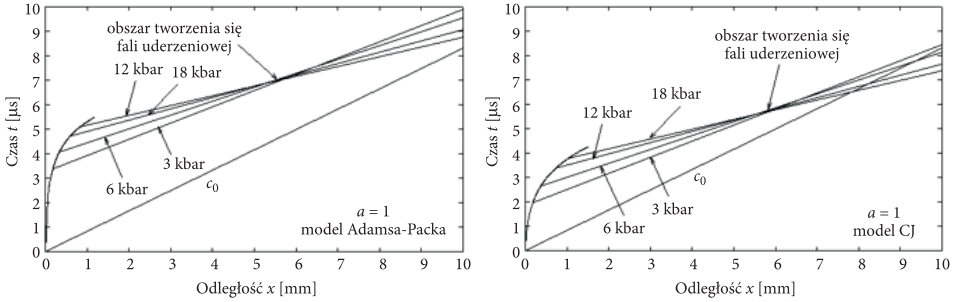
Rys. 7. Zależność ciśnienia w produktach spalania od czasu dla różnych wartości parametru  $a$  z równania (3)

TABELA 3

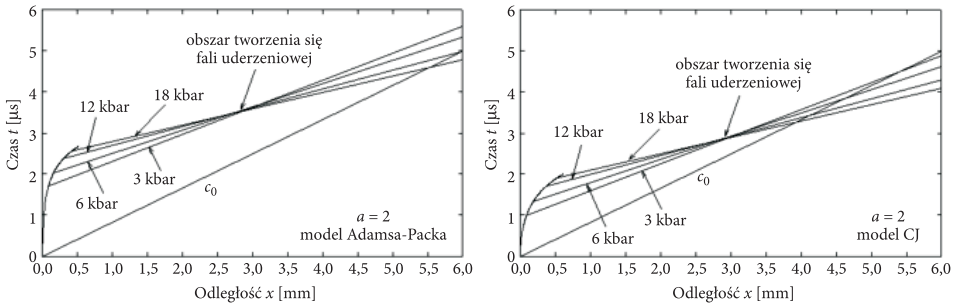
Wyniki obliczeń dla fal deflagracji dla przykładowego materiału inicjującego

$p_1$ [kbar]	$u_1$ [mm/ $\mu\text{s}$ ]	$u_1 + c_1$ [mm/ $\mu\text{s}$ ]	Model Adamsa-Packa ( $u_2 = 0$ )		Model CJ	
			$p_2$ [kbar]	$w$ [mm/ $\mu\text{s}$ ]	$p_2$ [kbar]	$w$ [mm/ $\mu\text{s}$ ]
1	$5,68 \cdot 10^{-2}$	1,313	0,9994	$5,75 \cdot 10^{-2}$	0,2392	$7,44 \cdot 10^{-2}$
3	0,157	1,514	2,987	0,162	0,7233	0,206
6	0,248	1,769	5,915	0,301	1,461	0,374
12	0,488	2,177	11,51	0,540	2,972	0,645
18	0,652	2,504	16,70	0,744	4,520	0,866

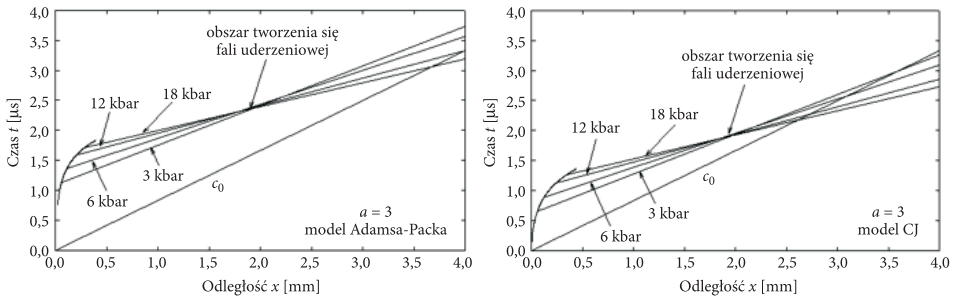
Na rysunkach 8-11 przedstawiono na płaszczyźnie  $x-t$  obraz falowy procesu przejścia palenia w detonację dla różnych wartości wykładnika  $a$  z równania (1). Zwraca uwagę niewielka różnica w odległościach od dna rury punktów tworzenia się fali uderzeniowej przy zastosowaniu obu modeli. Droga przejścia palenia w detonację w badanym porowatym materiale wybuchowym maleje od ok. 6 do



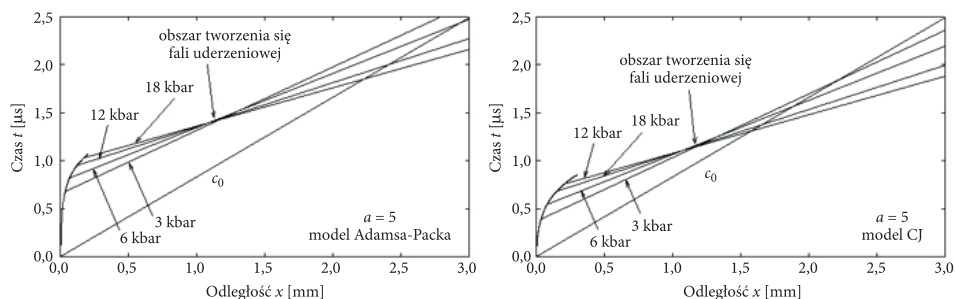
Rys. 8. Charakterystyki fali sprężania generowanej w wyniku spalania inicjującego materiału wybuchowego zamkniętego w rurze dla wykładnika  $a = 1$



Rys. 9. Charakterystyki fali sprężania generowanej w wyniku spalania inicjującego materiału wybuchowego zamkniętego w rurze dla wykładnika  $a = 2$



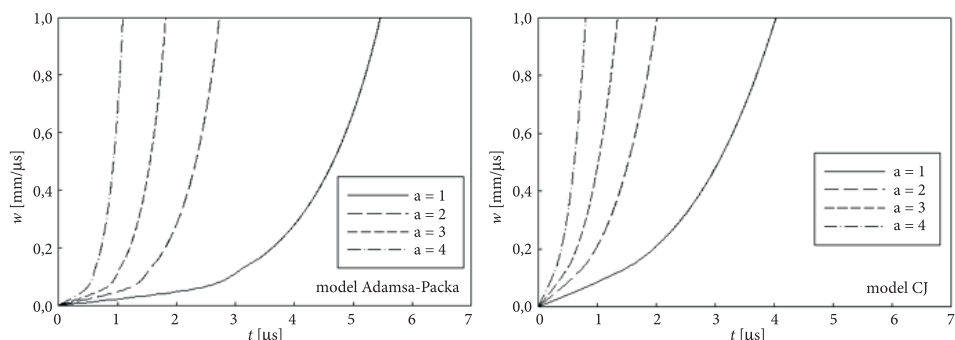
Rys. 10. Charakterystyki fali sprężania generowanej w wyniku spalania inicjującego materiału wybuchowego zamkniętego w rurze dla wykładnika  $a = 3$



Rys. 11. Charakterystyki fali sprężania generowanej w wyniku spalania inicjującego materiału wybuchowego zamkniętego w rurze dla wykładnika  $a = 5$

1 mm przy zmianie parametru  $a$  od 1 do 5, czyli ze znacznym wzrostem szybkości narastania ciśnienia w produktach reakcji (rys. 7). Ten zakres zmian odległości przecięcia się charakterystyk odpowiada drodze rozwoju detonacji w inicjujących materiałach wybuchowych. Na przykład przejście palenia w detonację w porowatym azydku ołowiu ma miejsce na dystansie 1-3 mm w zależności od czasu trwania impulsu ciśnienia obciążającego (0,1 i 3,5  $\mu$ s) o amplitudzie od 6-9 kbar [10]. Z kolei badany w Zakładzie Materiałów Wybuchowych kompleksowy materiał inicjujący  $[\text{Cu}(\text{C}_2\text{H}_4\text{N}_4)_3] (\text{ClO}_4)_2$  pobudza do detonacji pentryt, jeśli długość ładunku materiału inicjującego wynosi co najmniej 4,5 mm, co oznacza, że na tym dystansie palenie musi przechodzić w detonację [9].

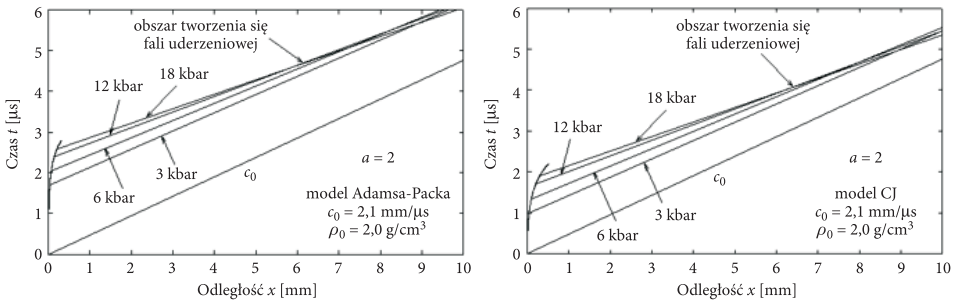
Porównano, jak zmienia się w czasie prędkość frontu deflagracji dla modelu Adamsa-Packa i modelu CJ. Wyniki obliczeń pokazano na rysunku 12. W modelu Adamsa-Packa prędkość frontu jest mniejsza w porównaniu z modelem CJ. Należy jednak pamiętać, że w tym pierwszym przypadku prędkość masowa za frontem fali wynosi zero (rys. 4c) i cała wydzielona energia reakcji przekazywana jest do



Rys. 12. zmiana w czasie prędkości fali płomienia w inicjującym materiale wybuchowym dla różnych wartości wykładnika  $a$

materiału wybuchowego. Wygenerowanie fali sprężania o danym ciśnieniu przed frontem fali wymaga więc mniejszej prędkości płomienia niż w przypadku modelu CJ, gdzie część energii spalania zużywana jest na nadanie produktom gazowym ujemnego pędu (rys. 4b).

Z analizy położenia punktu przecięcia się charakterystyk na rysunkach 8-11 wynika, że odległość tego punktu od brzegu ładunku zmienia się w stosunkowo małych granicach przy dużej zmianie szybkości narastania ciśnienia. W celu sprawdzenia, w jaki sposób na położenie tego punktu wpływają charakterystyki inicjującego materiału wybuchowego, gęstość i prędkość dźwięku, wykonano obliczenia dla materiału o większej gęstości. Do obliczeń przyjęto materiał inicjujący w postaci kryształu o gęstości  $\rho_0 = 2,0 \text{ g/cm}^3$  [9] i prędkości dźwięku  $c_0 = 2,1 \text{ mm}/\mu\text{s}$  (podobnie jak w kryształach azydku ołowiu). Parametry procesu palenia były identyczne z parametrami badanego wcześniej porowatego materiału inicjującego. Na rysunku 13 przedstawiono obrazy falowe procesu sprężania materiału wybuchowego przyspieszającą falą deflagracji dla obu zastosowanych modeli. Przyjęto zależność ciśnienia za frontem odpowiadającą parametrowi  $a = 2$  (rys. 7). Z porównania położenia punktów przecięcia się charakterystyk na rysunkach 9 i 13 wynika, że droga przejścia palenia w materiale krystalicznym o dużej gęstości jest ponad dwukrotnie większa niż w przypadku materiału porowatego.



Rys. 13. Charakterystyki fali sprężania generowanej w wyniku spalania inicjującego materiału wybuchowego o dużej gęstości

## 5. Podsumowanie

Zastosowanie modelu przyspieszania deflagracji w odlewanych materiałach wybuchowych do opisu procesu przejścia palenia w detonację w prasowanych, inicjujących materiałach pozwoliło uzyskać wyniki zgodne z danymi eksperymentalnymi co do rzędu wielkości. Fakt ten umożliwia oszacowanie prędkości frontu fali płomienia prowadzącej do pobudzenia materiału inicjującego do detonacji. Jednakże na dokładniejszą ocenę prędkości frontu i drogi przejścia palenia w detonację pozwolą dopiero eksperymentalne pomiary zależności ciśnienia w produktach reakcji

od czasu za frontem fali deflagracji. W przypadku materiałów porowatych bardziej precyzyjne prognozowanie parametrów PPD wymaga zastosowania złożonych modeli teoretycznych, lepiej przybliżających zjawiska towarzyszące przyspieszaniu deflagracji w tych materiałach. To z kolei prowadzi do konieczności rozwiązywania problemu PPD za pomocą metod numerycznych wykorzystywanych w dynamice płynów, na przykład metody schematów różnicowych.

Praca naukowa finansowana ze środków na naukę w latach 2008-2010 jako projekt badawczo-rozwojowy nr O R00001106.

Artykuł wpłynął do redakcji 29.09.2009 r. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano w styczniu 2010 r.

#### LITERATURA

- [1] C. M. TARVER, T. C. GOODALE, R. SHAW, M. COWPERTHWAITTE, *Deflagration-to-detonation transition studies for two potential isomeric cast primary explosives*, Sixth Symposium (International) on Detonation, Office of Naval Research, White Oak, 1976, 231.
- [2] A. MACEK, *Transition from deflagration to detonation in cast explosives*, Journal of Chemical Physics, 11, 1, 1959, 162-167.
- [3] A. E. FOGELZANG, V. P. SINDITSKI, V. Y. EGORSHEV, V. V. SERUSHKIN, *Effect of structure of energetic materials on burning rate*, Proceedings of Symposium on Decomposition, Combustion, and Detonation Chemistry of Energetic Materials, Boston, Materials Research Society, 418, 1995, 151.
- [4] G. K. ADAMS, D. C. BOSTON, PACK, *Some observations on the problem of transition between deflagration and detonation*, Seventh Symposium (International) on Combustion, Butterworths, London, 1959, 812.
- [5] YA. K. TROSHIN, *The generalized Hugoniot adiabetic curve*, Seventh Symposium (International) on Combustion, Butterworths, London, 1959, 789.
- [6] D. PRICE, J. F. WEHNER, *The transition from burning to detonation in cast explosives*, Combustion and Flame, 9, 1972, 419.
- [7] R. W. GIBSON, A. MACEK, *Flame fronts and compression waves during transition from deflagration to detonation in solids*, Eighth Symposium (International) on Combustion, Williams and Wilkins, Baltimore, 1962, 847.
- [8] M. M. CHAUDHRI, J. E. FIELD, *Deflagration in single crystals of lead azide*, Fifth Symposium (International) on Detonation, Office of Naval Research, Pasadena, 1970, 301.
- [9] S. CUDZIŁO, *Związki kompleksowe wykazujące zdolności wybuchowe*, Komunikat prywatny, 2009.
- [10] M. FRIDRICH, J. C. GALVEZ-RUIZ, T. M. KLAPOTKE, P. MAYER, B. WEBER, J. J. WEIGAND, *BTA copper complexes*, Inorganic Chemistry, 44, 2005, 8044-8052.
- [11] F. W. DAVIES, A. B. ZIMMERSCHIED, F. G. BORGARDT, L. AVRAMI, *The Hugoniot and shock initiation threshold of lead azide*, Sixth Symposium (International) on Detonation, Office of Naval Research, White Oak, 1976, 389.

W. A. TRZCIŃSKI

**Modelling of a process of deflagration-to-detonation transition  
in condensed explosives**

**Abstract.** Theoretical models proposed in literature for deflagration-to-detonation transition in cast explosives are presented. One-dimensional deflagration models satisfying either the Chapman Jouguet conditions or the conditions of zero particles velocity behind the deflagration wave are described and physical phenomena accompanying the process of acceleration of the deflagration wave in solid explosives are discussed. Results of calculation for cast high explosives are quoted. The model of acceleration of the deflagration is applied for estimation of times and distances at which the deflagration waves lead to the formation of shock waves in primary explosives. The influence of combustion rate and physical properties of an explosive on a distance to detonation is analyzed.

**Keywords:** explosives, deflagration, deflagration-to-detonation transition modeling

**Universal Decimal Classification:** 662.1/4



## Nowy inicjujący materiał wybuchowy — chloran(VII) - $\mu$ -4-amino-1,2,4-triazol- $\mu$ -dichloromiedź(II)

MARCIN NITA, STANISŁAW CUDZIŁO, MACIEJ CELIŃSKI

Wojskowa Akademia Techniczna, Instytut Chemii,  
00-908 Warszawa, ul. S. Kaliskiego 2

**Streszczenie.** Otrzymano związek kompleksowy chlorku miedzi(II) z chloranem(VII) 4-amino-1,2,4-triazolu. Wykonano analizy składu pierwiastkowego, badania spektrofotometryczne w podczerwieni, analizy termiczne oraz badania wrażliwości i zdolności inicjowania detonacji w prasowanym pentrycie. Stwierdzono, że otrzymany związek to koordynacyjny polimer, zbudowany z kationów miedzi powiązanych podwójnymi mostkami chlorkowymi oraz pojedynczym mostkiem tworzonym przez chloran(VII) 4-amino-1,2,4-triazolu. Nowy związek jest inicjującym materiałem wybuchowym o właściwościach zbliżonych do właściwości azydki ołowiu.

**Słowa kluczowe:** 4-amino-1,2,4-triazol, kompleks miedzi(II), inicjujący materiał wybuchowy

**Symbole UKD:** 662.1/4

### 1. Wstęp

Azydek ołowiu  $Pb(N_3)_2$ , piorunian rtęci  $Hg(ONC)_2$  oraz trinitrorezorcynian ołowiu  $C_6H(NO_2)_3O_2Pb \cdot H_2O$  to najczęściej stosowane inicjujące materiały wybuchowe (IMW). Związki te w czystej postaci lub w formie mieszanin stanowią ładunki pierwotne różnych spłonek, zapłonników i zapalników. Charakteryzują się dużą wrażliwością i wysoką zdolnością inicjującą i dzięki temu wyroby je zawierające działają niezawodnie. To sprawia, że są stosowane niezmiennie od wielu dziesięcioleci.

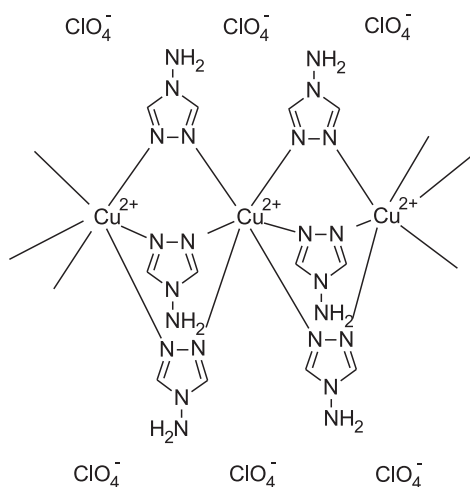
Tradycyjne IMW nie są jednak pozbawione wad. Po pierwsze zawierają jony metali ciężkich, a zatem są toksyczne i uciążliwe dla środowiska. Ponadto są nadmiernie wrażliwe na bodźce mechaniczne, niedostatecznie odporne na oddziaływanie czynników atmosferycznych, a także wchodzą w reakcje z metalami, z których wykonuje się korpusy środków inicjujących.

Z powyższych względów w wielu ośrodkach naukowych na całym świecie prowadzone są badania, których celem jest otrzymanie nowych IMW o lepszych właściwościach użytkowych od obecnie stosowanych substancji. Uzyskane dotychczas wyniki wskazują, że związki kompleksowe metali przejściowych zawierające aniony kwasu chlorowego(VII) lub azotowego(V) oraz ligandy bogate w azot są często doskonałymi inicjującymi materiałami wybuchowymi [1-7].

Pierwszymi zbadanymi związkami z tej grupy były chlorany(V) i (VII) aminametyli. Jednak z powodu zbyt dużej wrażliwości i małej trwałości materiały te nie znalazły praktycznego zastosowania [8, 9]. Późniejsze badania wykazały, że zastąpienie amoniaku hydrazyną powoduje zmniejszenie wrażliwości i wzrost trwałości kompleksów, bez pogorszenia ich właściwości inicjujących. Przykładem może być chloran(VII) trihydrazynaniklu(II), którego wrażliwość i parametry detonacyjne plasują go raczej w grupie materiałów kruszących, a nie inicjujących [10].

W latach 80. XX w. Lavrenova i in. zaproponowali wykorzystanie pochodnych triazolu jako ligandów w związkach koordynacyjnych metali przejściowych [11-14]. 4-Amino-1,2,4-triazol (4-AT) wydaje się być szczególnie atrakcyjnym ligandem z punktu widzenia optymalizacji właściwości wybuchowych kompleksów z jego udziałem. Jest bowiem substancją trwałą, zawierającą aż 66,6% azotu. Może tworzyć jedno- i wielordzeniowe (w tym o budowie polimerowej) związki koordynacyjne. Znane są, na przykład, trzy różne sole kompleksowe miedzi(II) z 4-AT [14]. Jednym z nich jest polimer koordynacyjny  $\{[\text{Cu}(\text{C}_2\text{H}_4\text{N}_4)_3](\text{ClO}_4)_2\}_n$  o strukturze przedstawionej na rysunku 1.

W poprzedniej pracy [15] opisano syntezę tego związku oraz przedstawiono wyniki badań jego właściwości wybuchowych. Stwierdzono, że detonuje od pło-



Rys. 1. Polimeryczna struktura kompleksu chloranu(VII) miedzi(II) z 4-amino triazolem w roli ligandu mostkującego

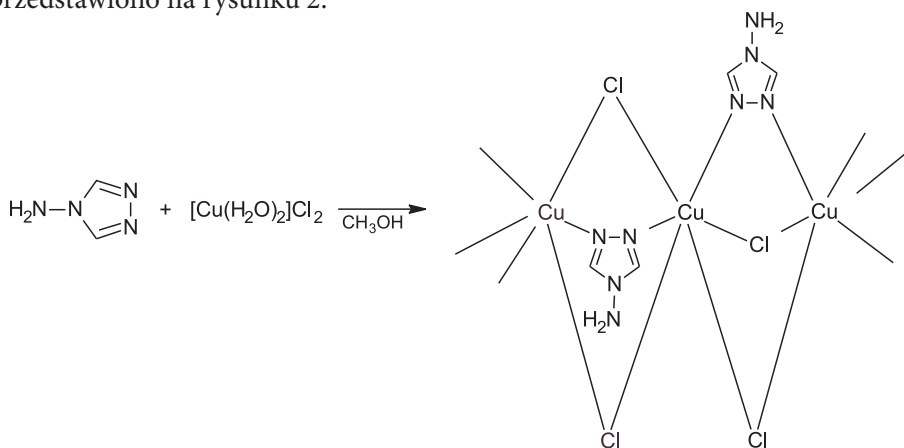
mienia, charakteryzuje się przy tym wysoką odpornością termiczną (do ok. 310°C), względnie małą wrażliwością na tarcie (10 N) i dużą zdolnością inicjującą (graniczny ładunek niezbędny do pobudzenia prasowanego pentrytu ma masę ok. 200 mg). Jednak skład pierwiastkowy chloranu(VII)  $\mu$ -tri(4-amino-1,2,4-triazol) miedzi(II) nie jest optymalny z punktu widzenia maksymalizacji efektu cieplnego przemiany wybuchowej. Jego bilans tlenowy wynosi ok. 31,1%. Wyższe parametry detonacyjne i w konsekwencji poprawę zdolności inicjującej można uzyskać, gdy materiał wybuchowy ma bilans tlenowy zbliżony do zera.

W niniejszej pracy podjęto próbę otrzymania nowego IMW o strukturze podobnej do chloranu(VII)  $\mu$ -tri(4-amino-1,2,4-triazol)miedzi(II), ale o korzystniejszym bilansie tlenowym. W tym celu otrzymano polimeryczny kompleks chlorku miedzi(II) z jedną cząsteczką 4-amino-1,2,4-triazolu  $[\text{CuCl}_2(\text{C}_2\text{H}_4\text{N}_4)]_n$  [13, 14]. Następnie otrzymany związek poddano działaniu 25% kwasu chlorowego(VII) w celu utworzenia odpowiedniej soli amoniowej (z cząsteczką kwasu przyłączoną do grupy aminowej 4-amino-1,2,4-triazolu). Skład chemiczny i strukturę otrzymanego związku potwierdzono na podstawie wyników analiz elementarnych oraz widm w podczerwieni. Badania właściwości wybuchowych obejmowały określenie wrażliwości na tarcie, odporności termicznej (technikami analizy termicznej TG/DTA), zdolności inicjującej oraz pomiar prędkości detonacji.

## 2. Część eksperymentalna

### 2.1. Synteza kompleksu $\mu$ -4-amino-1,2,4-triazol- $\mu$ -dichlormiedź(II)

Schemat syntezy i strukturę polimeru koordynacyjnego  $[\text{CuCl}_2(\text{C}_2\text{H}_4\text{N}_4)]_n$  przedstawiono na rysunku 2.



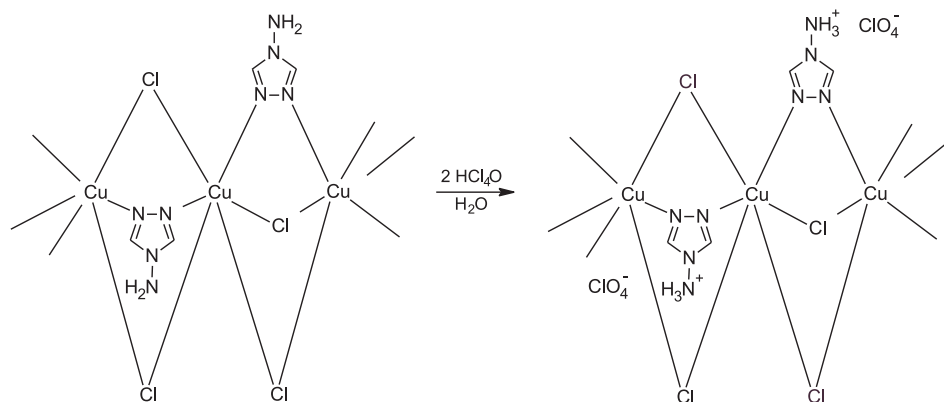
Rys. 2. Schemat syntezy i struktura koordynacyjnego polimeru  $[\text{CuCl}_2(\text{C}_2\text{H}_4\text{N}_4)]_n$

W kolbie kulistej o pojemności 250 ml, zaopatrzonej w mieszadło, umieszczono ok. 8,2 g chlorku diakwamiedzi(II) (0,05 mola) (Sigma-Aldrich, nr kat. 307483) oraz 120 ml (2,96 mola) alkoholu metylowego. Do uzyskanego roztworu dodano porcjami, w ciągu ok. 15 min, ok. 4,0 g (0,05 mola) 4-amino-1,2,4-triazolu (Fluka, nr kat. 09550). Reakcję prowadzono w temperaturze pokojowej przez kolejne 2,5 godziny. Mieszaninę poreakcyjną wylano na lejek z dnem porowatym i odsączono pod obniżonym ciśnieniem. Pozostały na sączku osad przemyto metanolem, a następnie wysuszono w temperaturze ok. 40°C. Otrzymano ok. 9,8 g produktu w formie jasnozielonego proszku, co stanowi ok. 95% wydajności teoretycznej w przeliczeniu na użyty 4-amino-1,2,4-triazol.

## 2.2. Otrzymywanie chloranu(VII) $\mu$ -4-amino-1,2,4-triazol- $\mu$ -dichloromiedzi(II)

Drugi etap syntezy polegał na przekształceniu otrzymanego polimeru metaloorganicznego w odpowiednią sól kwasu chlorowego(VII).

W zlewce o pojemności 50 ml, zaopatrzonej w mieszadło, umieszczono 20 ml 25% kwasu chlorowego(VII), a następnie dodano ok. 1,0 g  $[\text{CuCl}_2(\text{C}_2\text{H}_4\text{N}_4)]_n$ . Zawartość zlewki mieszano w temperaturze pokojowej przez 30 min, po czym wylano na lejek z dnem porowatym. Produkt odsączono, przemyto metanolem i wysuszono w temperaturze 40°C. Otrzymano ok. 0,85 g jasnozielonego proszku, a zatem wydajność reakcji, zapisanej schematem z rysunku 3, wynosi ok. 57%.



Rys. 3. Schemat syntezy i struktura chloranu(VII)  $\mu$ -4-amino-1,2,4-triazol- $\mu$ -dichloromiedzi(II)

## 2.3. Metodyka badań

Analizy składu pierwiastkowego wykonano analizatorem CHNS Vario EL III firmy Elementar Analysensysteme (Niemcy). Zawartość miedzi oznaczono tech-

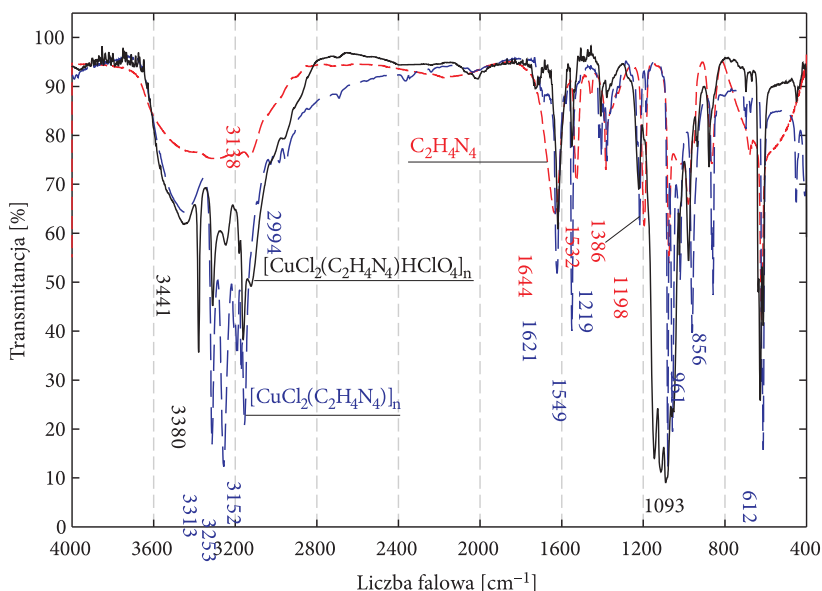
niką optycznej spektrometrii atomowej w plazmie sprężonej indukcyjnie za pomocą spektrometru emisyjnego Spektroflame-ICP M firmy Spectro Analytical Instruments (Niemcy). Próbkę o masie ok. 0,0100 g roztwarzano w 1 cm<sup>3</sup> HNO<sub>3</sub>. Parametry pracy przyrządu były następujące: moc 1,1 kW, częstotliwość 27,12 MHz, nebulizer koncentryczny typu Meinhard 2,4 bara, ilość dozowanej próbki 1 cm<sup>3</sup>/min, linia analityczna miedzi 327,396 nm. Widma absorpcyjne w zakresie podczerwieni zarejestrowano za pomocą spektrofotometru Nicolet iS10 firmy ThermoScientific, w pastylkach KBr zawierających ok. 0,7% analizowanego związku. Badania odporności termicznej wykonano na aparacie LabSys-TG/DTA-DSC firmy SETARAM. Próbkę o masie ok. 1,0 mg umieszczano w otwartym aluminiowym naczyniu i ogrzewano z szybkością 5°C/min. Atmosferę pieca stanowił azot podawany z natężeniem 50 ml/min. Wrażliwość na tarcie zbadano za pomocą aparatu tarcowego Petersa. Pomiar został przeprowadzony zgodnie z normą PN-C-86019 (1994). Zdolność do detonacji od impulsu ogniowego oraz zdolność inicjowania detonacji w kruszącym materiale wybuchowym określano, badając specjalnie przygotowane zapalniki zawierające ok. 0,3 g badanego IMW w roli ładunku pierwotnego i ok. 1 g pentrytu, zaprasowanego do gęstości ok. 1 g/cm<sup>3</sup> jako ładunek wtórny. Zapalniki testowe ustawiono na płytkach stalowych o grubości 1 mm i pobudzano standardową elektryczną spłonką zapalającą. Wynik próby klasyfikowano jako detonację, jeżeli płytka uległa pełnej perforacji. Prędkość detonacji mierzono metodą elektryczną. Wykorzystywano elektroniczny miernik czasu, którego włączenie i wyłączenie następowało w chwili przzerwania przez falę detonacyjną czujników wykonanych z drutu miedzianego o grubości 50 μm. Długość baz pomiarowych wynosiła ok. 50 mm. Ładunki miały gęstość usypową i były umieszczone w rynienkach duralowych o przekroju 10 × 8 mm.

### 3. Wyniki i dyskusja

Zawartość miedzi, węgla, azotu i wodoru w chloranie(VII)  $\mu$ -4-amino-1,2,4-triazol- $\mu$ -dichloromiedzi(II) [CuCl<sub>2</sub>(C<sub>2</sub>H<sub>4</sub>N<sub>4</sub>) · HClO<sub>4</sub>]<sub>n</sub> jest następująca: Cu — 19,92%, C — 7,53%, N — 17,56%, H — 1,58%. Uśrednione wyniki analiz składu pierwiastkowego były równe odpowiednio: 20,35 ± 0,8; 8,12 i 19,40 i 1,19%. Wyznaczone eksperymentalnie zawartości miedzi, węgla i azotu są nieco wyższe od obliczonych. Może to oznaczać, że  $\mu$ -4-amino-1,2,4-triazol- $\mu$ -dichloromiedzi(II) nie został całkowicie zobojętniony kwasem chlorowym (VII) (tzn. nie wszystkie grupy aminowe uległy protonowaniu). Wynik oznaczenia zawartości wodoru jest obciążony większym błędem z powodu trudności w znalezieniu wzorców zawierających również mało wodoru jak badany związek.

Widma IR 4-amino-1,2,4-triazolu,  $\mu$ -4-amino-1,2,4-triazol- $\mu$ -dichloromiedzi(II) i jego soli z kwasem chlorowym(VII) przedstawiono na rysunku 4. W zakresie

krótkofalowym (powyżej  $3000\text{ cm}^{-1}$ ) występują szerokie pasma absorpcji odpowiadające drganiom walencyjnym wiązań N—H i C—H. W przedziale  $1700\text{--}600\text{ cm}^{-1}$  obecne są wszystkie charakterystyczne pasma drgań walencyjnych i deformacyjnych pierścienia triazolowego i grupy aminowej, tzn. deformacyjne drgania grupy  $\text{NH}_2$  (ok.  $1644\text{ cm}^{-1}$ ), walencyjne drgania pierścienia triazolowego (ok.  $1532$  i  $1386\text{ cm}^{-1}$ ), walencyjne drgania egzocyklicznego wiązania N—N (ok.  $1198\text{ cm}^{-1}$ ) i deformacyjne drgania pierścienia triazolowego ( $612\text{ cm}^{-1}$ ).



Rys. 4. Widma absorpcji 4-amino-1,2,4-triazolu ( $\text{C}_2\text{H}_4\text{N}_4$ ),  $\mu$ -4-amino-1,2,4-triazol- $\mu$ -dichloromiedzi(II) ( $[\text{CuCl}_2(\text{C}_2\text{H}_4\text{N}_4)]_n$ ) i jego soli z kwasem chlorowym(VII)

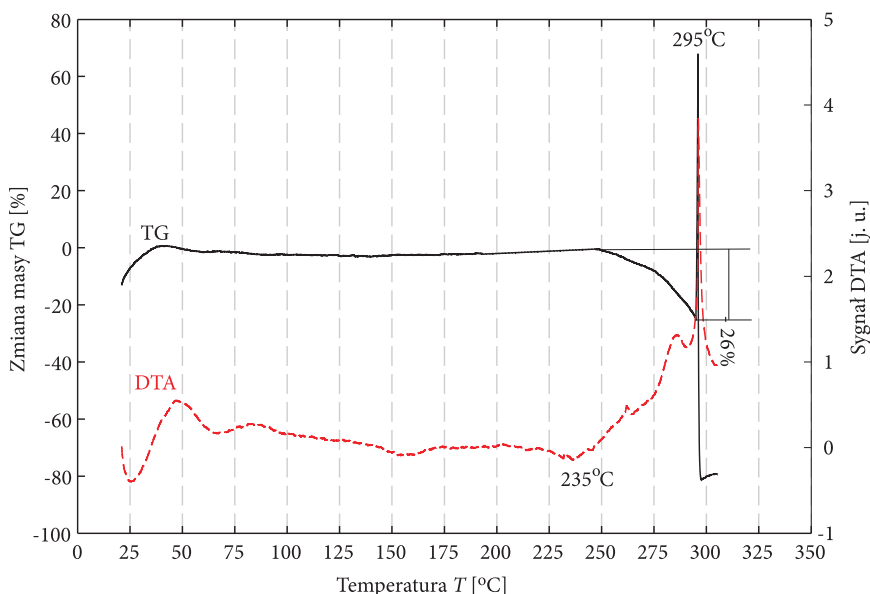
W widmie kompleksu  $[\text{CuCl}_2(\text{C}_2\text{H}_4\text{N}_4)]_n$ , pasma absorpcji 4-amino-1,2,4-triazolu zmieniają swe położenie. W stronę wyższych częstotliwości przesuwają się pasma drgań walencyjnych pierścienia i wiązania N—N pomiędzy pierścieniem i grupą aminową, natomiast absorpcja będąca wynikiem walencyjnych i deformacyjnych drgań grupy aminowej pojawia się przy niższej częstotliwości.

Takie zmiany widma IR potwierdzają, że 4-amino-1,2,4-triazol jest didentnie koordynowany poprzez atomy azotu N1N2 z pierścienia triazolowego. Cząsteczki ligandu ulegają wówczas polaryzacji (elektrony przesuwają się w stronę kationu  $\text{Cu}^{2+}$ ), a to powoduje zwiększenie stałej siłowej wiązań w pierścieniu i wiązania grupy aminowej z pierścieniem. Jednocześnie maleje energia wiązań N—H w grupie aminowej.

Po transformacji kompleksu  $[\text{CuCl}_2(\text{C}_2\text{H}_4\text{N}_4)]_n$  w sól kwasu chlorowego(VII), pojawia się szeroki i intensywny pik absorpcji anionu  $\text{ClO}_4^-$  w zakresie

1200-1000  $\text{cm}^{-1}$ . Położenie pasm odpowiadających drganiom pierścienia triazolowego nie ulega zmianie, natomiast walencyjne drgania wiązań N—H w grupie aminowej mają większą energię.

Typowy termogram  $[\text{CuCl}_2(\text{C}_2\text{H}_4\text{N}_4) \cdot \text{HClO}_4]_n$  przedstawiono na rysunku 5. Próbkę o masie ok. 1 mg, ogrzewane z szybkością  $5^\circ\text{C}/\text{min}$  w otwartych tyglach wykonanych z aluminium, wybuchają w temperaturze ok.  $295^\circ\text{C}$ .



Rys. 5. Wynik analizy TG/DTA chloranu(VII)  $\mu$ -4-amino-1,2,4-triazol- $\mu$ -dichloromiedzi(II)  $[\text{CuCl}_2(\text{C}_2\text{H}_4\text{N}_4) \cdot \text{HClO}_4]_n$

W warunkach pomiaru zauważalny rozkład próbki obserwuje się dopiero po przekroczeniu  $235^\circ\text{C}$ . Wybuch następuje po powolnym etapie rozkładu, w którym próbka traci ok. 26% masy.

Badania wrażliwości na tarcie wykazały stuprocentową skuteczność pobudzeń  $[\text{CuCl}_2(\text{C}_2\text{H}_4\text{N}_4) \cdot \text{HClO}_4]_n$  przy obciążeniu stempla wynoszącym 9,8 N. W tych warunkach czysty azydek ołowiu zachowuje się identycznie.

Badany materiał z łatwością ulega zapaleniu od impulsu ogniowego generowanego elektryczną spłónką zapalającą, a palenie natychmiast przechodzi w wybuch zarówno w przestrzeni ograniczonej, jak i otwartej. Ładunki o gęstości usypowej (ok.  $1,8 \text{ g}/\text{cm}^3$ ), umieszczone w otoczkach wykonanych z duralu o przekroju  $10 \times 8 \text{ mm}$ , detonują z prędkością ok.  $1900 \text{ m/s}$ .

Ostatecznym sprawdzianem przydatności otrzymanego związku jako IMW jest próba skuteczności działania w roli ładunku pierwotnego w spłónkach deto-

nujących pobudzanych płomieniem. W trzech próbach stwierdzono, że ładunki  $[\text{CuCl}_2(\text{C}_2\text{H}_4\text{N}_4) \cdot \text{HClO}_4]_n$  o masie 0,3 g i gęstości usypowej, pobudzone elektryczną spłonką zapalającą, pewnie inicjują detonację pentrytu zaprasowanego do gęstości ok.  $1 \text{ g/cm}^3$ , nawet w otoczkach papierowych. W każdym przypadku detonacja testowego zapalnika ustawionego pionowo na stalowej płycie o grubości 1 mm spowodowała jej przebicie.

#### 4. Podsumowanie

Otrzymano nowy, nieopisany dotychczas w literaturze, związek koordynacyjny o wzorze  $[\text{CuCl}_2(\text{C}_2\text{H}_4\text{N}_4) \cdot \text{HClO}_4]_n$ . Związek ten ma strukturę polimeru koordynacyjnego i jest zbudowany z kationów miedzi powiązanych między sobą dwoma mostkami tworzonymi przez aniony chlorkowe oraz jednym mostkiem w postaci chloranu(VII) 4-amino-1,2,4-triazolu.

Przeprowadzone badania potwierdziły, że otrzymany związek posiada wszystkie cechy inicjującego materiału wybuchowego. Poddany działaniu bodźców termicznych lub mechanicznych ulega wybuchowi nawet w ładunkach o masie ok. 1 mg. Charakteryzuje się stosunkowo dużą trwałością i odpornością termiczną. Podczas ogrzewania z szybkością  $5^\circ\text{C}/\text{min}$  ulega powolnemu rozkładowi dopiero po przekroczeniu  $235^\circ\text{C}$  i wybucha w temperaturze ok.  $295^\circ\text{C}$ . Wstępne testy wykazały, że zdolność inicjująca  $[\text{CuCl}_2(\text{C}_2\text{H}_4\text{N}_4) \cdot \text{HClO}_4]_n$  jest co najmniej wystarczająca. Ładunki o masie 0,3 g pewnie pobudzają do detonacji prasowany pentryt, pomimo tego że korpus zapalnika był wykonany z papieru, a ładunek pierwotny miał gęstość usypową.

Synteza  $[\text{CuCl}_2(\text{C}_2\text{H}_4\text{N}_4) \cdot \text{HClO}_4]_n$  nie nastrocza żadnych trudności. Przebiega w środowisku metanolu, w pokojowej temperaturze, a substratami są tanie, powszechnie dostępne substancje.

Wykorzystanie dwóch anionów chlorkowych i tylko jednej cząsteczki chloranu(VII) 4-amino-1,2,4-triazolu w roli ligandów mostkujących pozwoliło uzyskać IMW, którego skład chemiczny powinien sprzyjać maksymalizacji parametrów detonacyjnych (bilans tlenowy ok.  $-10\%$ ). Didentne wiązanie ligandów przyczynia się do dużej trwałości kompleksu (oderwanie ligandu wymaga zerwania dwóch wiązań), a całkowite wypełnienie sfery koordynacyjnej jonu centralnego uniemożliwia przyłączanie cząsteczek wody, co powoduje, że związek nie jest higroskopijny.

Praca naukowa finansowana ze środków na naukę w latach 2008-2010 jako projekt rozwojowy nr O R00 0011 06.

Artykuł wpłynął do redakcji 15.10.2009 r. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano w listopadzie 2009 r.

## LITERATURA

- [1] V. P. SIDNITSKY, A. E. FOGELZANG, *Energetic materials based on co-ordination compounds*, Russian Journal of Chemistry, 41, 78, 1997 (in Russian).
- [2] M. A. ILUSHIN, I. V. TESLYNSKY, *Primary explosives, the present and prospects*, Russian Journal of Chemistry, 41(4), 3, 1997 (in Russian).
- [3] M. H. V. HUYNH, M. A. HISKEY, T. J. MEYER, M. WETZLER, *Green primaries: Environmentally friendly energetic complexes*, Proceedings of the National Academy of Sciences, 103, 5409, 2006.
- [4] M. A. ILUSHIN, I. V. TESLYNSKY, *Energetic metal complexes in primer detonators*, Russian Journal of Chemistry, 45(1), 72, 2001 (in Russian).
- [5] M. B. TALAWAR, A. P. AGRAWAL, S. N. ASTHANA, *Energetic co-ordination compounds: synthesis, characterization and thermolysis studies on bis-(5-nitro-2H-tetrazolato-N<sup>2</sup>)tetraammine cobalt(III) perchlorate (BNCP) and its new transition metal (Ni/Cu/Zn) perchlorate analogues*, Journal of Hazardous Materials, A120, 25, 2005.
- [6] M. B. TALAWAR, R. SIVABALAN, T. MUKUNDAN, H. MUTHURAJAN, A. K. SIKDER, B. R. GANDHE, A. SUBHANANDA RAO, *Environmentally compatible next generation green energetic materials (GEMs)*, Journal of Hazardous Materials, 161, 589, 2009.
- [7] A. E. FOGELZANG, V. P. SIDNITSKY, V. Y. EGORSHEV, V. V. SERUSHKIN, *Effect of structure of energetic materials on burning rate*, Mat. Res. Soc. Symp. Proc., 418, 151, 1996.
- [8] T. URBAŃSKI, *Chemistry and Technology of Explosives*, 3, Pergamon Press, Oxford, 1965.
- [9] W. PAWŁOWSKI, A. RADOMSKI, *Inicjujące materiały wybuchowe jako istotne składniki samodzielnych urzędzeń wybuchowych*. Problemy kryminalistyki, 251, 2006, 18-33.
- [10] T. URBAŃSKI, *Chemistry and Technology of Explosives*, Pergamon Press, Oxford, 4, 1984, 497.
- [11] L. G. LAVRENOVA, S. V. LARIONOV, S. A. GRANKINA, *The metal complexes with 4-amino-1,2,4-triazole*, Изв. СО АН СССР Сер. хим., 5, 88, 1979 (in Russian).
- [12] V. P. SIDNITSKY, V. I. SOKOL, A. E. FOGELZANG, M. D. LUTOV, V. V. SERIUSHKIN, M. A. PORAY--KOSHITZ, B. C. SVIETLOV, *Vibration spectra and structure of coordination compounds with 4-amino-1,2,4-triazole as didentate ligand*, Russian Journal of Inorganic Chemistry, 32(8), 1950, 1987 (in Russian).
- [13] JING-JING LIU, XIANG HE, MIN SHAO, MING-XING LI, *Syntheses, crystal structures and characterizations of the three new copper(II) azide coordination polymers with 1,2,4-triazole ligands*, Journal of Molecular Structure, 919, 189, 2009.
- [14] J. G. HAASNOOT, *Mononuclear, oligonuclear and polynuclear metal coordination compounds with 1,2,4-triazole derivatives as ligands*, Coordination Chemistry Reviews, 131, 2000, 200-202.
- [15] S. CUDZIŁO, M. NITA, *Synteza, struktura i właściwości wybuchowe kompleksu dichloranu(VII) miedzi(II) z 4-amino-1,2,4-triazolem w roli ligandu mostkującego*, Biul. WAT, 58, 4, 2009, 239-247.

M. NITA, S. CUDZIŁO, M. CELIŃSKI

**New primary explosive — chlorate(VII)  $\mu$ -4-amino-1,2,4-triazol- $\mu$ -dichlorocopper(II)**

**Abstract.** Chlorate(VII) of copper(II) coordination polymer with 4-amino-1,2,4-triazole and two chloride anions as bridging ligands was prepared and characterized by elemental analyses, IR spectra and TG/DTA analyses. Sensitivity, *detonation velocity* and detonator tests were also performed. The compound has a 1D chain structure in which Cu(II) ions are linked by triazole N1,N2 and Cl<sup>-</sup> bridges. It is a detonat with initiating performance close to that of lead azide.

**Keywords:** 4-amino-1,2,4-triazole, complex cooper compound, primary explosive

**Universal Decimal Classification:** 662.1/.4





## Termodynamiczne modelowanie procesów spalania, wybuchu i detonacji nieidealnych układów wysokoenergetycznych

SEBASTIAN GRYS, WALDEMAR A. TRZCIŃSKI

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Nowych Technologii i Chemii,  
00-908 Warszawa, ul. S. Kaliskiego 2

**Streszczenie.** W pracy przedstawiono termodynamiczną metodę wyznaczania stanu równowagowego reagującego, nieidealnego układu heterogenicznego. Omówiono sposoby jej zastosowania do określania parametrów spalania, wybuchu i detonacji materiałów wysokoenergetycznych. Przedstawiono aplikację numeryczną metody — kod ZMWNI. Omówiono algorytm główny kodu oraz sposoby jego użytkowania. Porównano wyniki obliczeń uzyskanych z tego programu i kodu CHEETAH. Wykonano obliczenia równowagowe parametrów wybuchu, spalania i detonacji dla wybranych materiałów, wyznaczono izentropy rozprężania produktów i energię detonacji. W obliczeniach nierównowagowych zakładano obojętność chemiczną jednego ze składników mieszaniny wybuchowej lub brak wymiany ciepła między składnikiem i produktami detonacji. Na zakończenie porównano wybrane obliczone charakterystyki detonacyjne z danymi doświadczalnymi.

**Słowa kluczowe:** materiały wysokoenergetyczne, spalanie, wybuch, detonacja, kody termochemiczne

**Symbole UKD:** 662.1/.4

### 1. Wstęp

Skuteczne teoretyczne obliczenie parametrów idealnej detonacji oraz równowagowego składu produktów reakcji w oparciu o fizyczno-chemiczne właściwości materiału wysokoenergetycznego, takich jak jego skład atomowy, entalpia tworzenia i gęstość, stało się możliwe dzięki podejściu termodynamicznemu uwzględniającemu:

- matematyczny model idealnej detonacji, odpowiadający idealnej detonacji w hydrodynamicznej teorii Zeldowicza-von Neumanna-Doeringa (ZND),

- zasadę ekstremum funkcji charakterystycznych sformułowaną przez Gibbsa,
- termodynamiczne równania stanu gazów rzeczywistych (produktów detonacji) w szerokim zakresie ciśnienia i temperatury.

Współcześnie opracowano i szeroko wykorzystuje się cały szereg metod numerycznych i programów (tzw. kodów termochemicznych) do wykonywania termodynamicznych obliczeń parametrów detonacji skondensowanych materiałów wybuchowych, na przykład FORTRAN BKW [1], ARPEGE [2], RUBY [3], TIGER [4], CHEETAH [5], EXPLO5 [6], MWEQ [7], BARUT-X [8]. W kodach tych zastosowano klasyczny hydrodynamiczny model detonacji oraz metody obliczania równowagi chemicznej, bazujące na zasadzie minimalizacji potencjałów termodynamicznych — energii Gibbsa i Helmholtza, a duża ilość metod i programów związana jest z wykorzystaniem różnych postaci równań stanu dla gazowych i skondensowanych produktów detonacji, właściwościami zbiorów danych termodynamicznych, algorytmów i procedur programowania niezbędnych do rozwiązania konkretnych zadań.

W pracy [9] dokonano przeglądu termodynamicznych metod określania równowagi układów chemicznych, które zastosowane w kodach termochemicznych pozwalają wyznaczyć parametry przemian przebiegających w materiałach wysokoenergetycznych. Pokazano powiązania różnych metod z potencjałem chemicznym reagujących składników i omówiono sposoby wyznaczania równowagi dla reaktywnych, idealnych układów substancji chemicznych. Na tej podstawie w pracy [10] zaproponowano metodę wyznaczania stanów równowagowych i nierównowagowych wieloskładnikowych układów heterogenicznych i zastosowano ją do obliczania parametrów spalania i detonacji idealnych mieszanin wybuchowych. Sformułowano problem, przedstawiono procedurę jego numerycznego rozwiązania oraz program obliczeniowy ZMWI. W niniejszej pracy rozszerzono możliwości programu, uwzględniając równania stanu opisujące rzeczywiste właściwości gazowych i stałych produktów detonacji materiałów wybuchowych. Nowy kod termochemiczny nazwano ZMWNI. Oprócz wyznaczania stanów równowagowych reagujących nieidealnych układów heterogenicznych pozwala również na określenie stanów nierównowagowych („zamrożone” składy lub różne temperatury składników). Program umożliwia obliczenie parametrów spalania, wybuchu i detonacji skondensowanych materiałów wysokoenergetycznych, a także wyznaczanie krzywej rozprężania produktów detonacji w postaci izentropy JW (Jones-Wilkins-Lee) [11] oraz energii detonacji [12].

W pierwszej kolejności sformułowano problem, podając podstawowe związki i równania termodynamiczne dla reagującego układu nieidealnych składników oraz zależności między parametrami termodynamicznymi dla konkretnych procesów (detonacji, wybuchu i spalania). Omówiono sposób znajdowania zestawu skład-

ników i przedstawiono opis programu numerycznego. Wykonano równowagowe i nierównowagowe obliczenia dla materiałów wysokoenergetycznych, porównano uzyskane wyniki z danymi otrzymanymi z kodu CHEETAH i danymi eksperymentalnymi oraz pokazano nowe możliwości programu (obliczanie adiabatycznej temperatury spalania, izentropy JWŁ czy energii detonacji).

## 2. Sformułowanie problemu

Zgodnie z regułą Duhema stan termodynamiczny wieloskładnikowego układu jest określony w sposób jednoznaczny, jeśli znana jest ilość każdego składnika oraz co najmniej dwa parametry termodynamiczne. Określenie składu równowagowego reagującej mieszaniny dla zadanych warunków fizycznych związane jest ze znalezieniem minimum funkcji odpowiedniego potencjału termodynamicznego. W warunkach stałego ciśnienia i temperatury potencjałem tym jest entalpia swobodna (energia Gibbsa), dla stałej objętości i temperatury energia swobodna (energia Helmholtza). Należy jednak podkreślić, że wykonanie odpowiednich przekształceń w oparciu o równanie stanu substancji umożliwia zastosowanie różnych potencjałów do obliczenia składu równowagowego. W prezentowanej metodzie wybierano entalpię swobodną jako potencjał termodynamiczny, względem którego określany jest skład równowagowy dla zadanych warunków fizycznych. Wyrażenie na energię Gibbsa dla układu, którego składniki są substancjami nieidealnymi, podano w następnym punkcie pracy.

Warunkiem ograniczającym zakres poszukiwań minimum entalpii swobodnej (warunek brzegowy) jest prawo zachowania masy. Prawo to odniesione do ilości moli  $[\text{mol/mol}_{\text{mw}}]$  poszczególnych substancji można przedstawić w postaci

$$b_j = \sum_i a_{ij} n_i, \quad (1)$$

gdzie  $b_j$  — ilość moli atomów pierwiastka  $j$  w mieszaninie ( $j = 1, 2, \dots, m$ ;  $m$  stanowi liczbę pierwiastków w mieszaninie), zaś  $a_{ij}$  to ilość atomów pierwiastka  $j$  w związku  $i$ .

Przy zadanych parametrach  $p$  i  $T$ , z warunku minimalizacji energii Gibbsa przy ograniczeniu (1), można w jednoznaczny sposób wyznaczyć równowagowy skład mieszaniny  $N_c$  reagujących składników ( $n_i, i = 1, \dots, N_c$ ). Sposób wyznaczania równowagowego składu mieszaniny opisano w dalszej części pracy. Możliwe jest również określenie składu nierównowagowego mieszaniny poprzez narzucenie ilości moli jednego lub wielu składników. Dodatkowo można wyznaczyć skład przy założeniu, że jeden ze stałych składników ma inną temperaturę niż pozostałe substancje. Do określenia parametrów stanu reagującej mieszaniny w zadanym procesie fizycznym, na przykład stacjonarnego spalania czy detonacji, niezbędne są dodatkowe warunki charakterystyczne dla procesu. Warunki te wynikają z ogólnych praw zachowania.

Warunkiem, jaki musi spełniać układ dla wybuchu w stałej objętości, jest stałość energii wewnętrznej. Dla zadanej objętości nieznanym parametrem jest temperatura. Obliczenia ograniczają się do poszukiwania takiej temperatury i takiego składu produktów, przy których spełniona jest zasada zachowania energii wewnętrznej układu, a potencjał termodynamiczny osiąga minimum.

W przypadku adiabatycznego spalania entalpia układu przed i po przemianie powinna pozostać stała. Dla zadanej ciśnienia, podobnie jak dla wybuchu w stałej objętości, obliczenia polegają na poszukiwaniu minimum potencjału termodynamicznego. W ten sposób wyznaczona może być często wykorzystywana tzw. temperatura adiabatycznego spalania.

Do określenia parametrów detonacji wykorzystuje się związki dla idealnej detonacji. Z prawa zachowania masy i pędu uzyskuje się zależność łączącą prędkość detonacji z ciśnieniem i objętością właściwą na froncie fali detonacyjnej (prosta Rayleigha)

$$\frac{D^2}{v_1^2} = - \frac{p_2 - p_1}{v_2 - v_1}, \quad (2)$$

gdzie  $p_1, v_1$  to ciśnienie i objętość właściwa mieszaniny wyjściowej,  $p_2, v_2$  to ciśnienie i objętość właściwa reagującej mieszaniny na froncie fali, zaś  $D$  jest prędkością propagacji fali. Związek (2) uzupełnia równanie adiabaty detonacyjnej łączącej  $p_2$  i  $v_2$  (zasada zachowania energii). Zgodnie z hipotezą Chapmana-Jougueta stacjonarnej detonacji odpowiadają parametry stanu w punkcie styczności prostej Rayleigha do adiabaty detonacyjnej. W punkcie tym prędkość detonacji  $D$  jako funkcja  $p_2$  osiąga wartość minimalną. Warunek ten jest wykorzystywany do wyznaczania ciśnienia detonacji i zestawu produktów reakcji odpowiadającego minimum potencjału termodynamicznego. Po określeniu parametrów  $p_2$  i  $v_2$  pozostałe parametry detonacji określone są na podstawie znanych relacji obowiązujących w punkcie Chapmana-Jougueta.

Po określeniu parametrów detonacji materiału skondensowanego możliwe jest obliczenie izentropii rozprężania produktów gazowych. W kolejnych punktach na izentropie spełniony musi być warunek stałej entropii, czyli  $S = \text{const}$ .

### 3. Związki termodynamiczne dla nieidealnych układów wieloskładnikowych

Związki termodynamiczne wykorzystywane w metodach obliczania równowagi termodynamicznej dla idealnych układów wieloskładnikowych opisano w [9, 13]. W tym punkcie pracy wyprowadzone zostaną odpowiednie relacje dla układów nieidealnych.

Wyrażenia ogólne opisujące entalpię, entropię i energię wewnętrzną dla gazów rzeczywistych przyjmują następującą postać [14]:

— entalpia

$$H(T, p) = H_0(T_0) + \int_{T_0}^T C_p(T) dp - \int_0^p \left[ T \left( \frac{\partial v}{\partial T} \right)_p - v \right] dp, \quad (3)$$

— entropia

$$S(T, p) = S_0(T_0, p_0) + \int_{T_0}^T C_p(T) dT - R \ln \frac{p}{p_0} - \sum_i x_i \ln x_i + \int_0^p \left[ \frac{R}{p} - \left( \frac{\partial v}{\partial T} \right)_p \right] dp, \quad (4)$$

— energia wewnętrzna

$$U(T, v) = U_0(T_0) + \int_{T_0}^T C_v(T) dT + \int_{\infty}^v \left[ T \left( \frac{\partial p}{\partial T} \right)_v - p \right] dv, \quad (5)$$

gdzie  $T, p, v, C_p$  to odpowiednio temperatura bezwzględna, ciśnienie, objętość właściwa oraz ciepło właściwe przy stałym ciśnieniu mieszaniny gazów rzeczywistych,  $x_i$  to ułamek molowy  $i$ -tego składnika w mieszaninie, zaś  $R$  jest uniwersalną stałą gazową. Indeks 0 odnosi się do stanu początkowego w warunkach standardowych ( $p_0 = 1 \text{ atm}$ ,  $T_0 = 298,15 \text{ K}$ ). Wielkości  $H_0, S_0$  i  $U_0$  oznaczają odpowiednie funkcje stanu gazu doskonałego przy temperaturze  $T_0$  i ciśnieniu  $p_0$ .

Wyrażenia (3)-(5) dla gazowych produktów reakcji można przekształcić do postaci bezwymiarowej:

$$\frac{H_g(T, p)}{RT} = \sum_i x_i \frac{H_0(T_0)_i}{RT} + \frac{1}{RT} \sum_i x_i \int_{T_0}^T C_p(T)_i dp - \frac{1}{RT} \int_0^p \left[ T \left( \frac{\partial v}{\partial T} \right)_p - v \right] dp, \quad (6)$$

$$\begin{aligned} \frac{S_g(T, p)}{R} = & \sum_i x_i \frac{S_0(T_0, p_0)_i}{R} + \frac{1}{R} \sum_i x_i \int_{T_0}^T C_p(T)_i dT - \ln \frac{p}{p_0} - \\ & - \sum_i x_i \ln x_i + \int_0^p \left[ \frac{1}{p} - \frac{1}{R} \left( \frac{\partial v}{\partial T} \right)_p \right] dp \end{aligned} \quad (7)$$

$$\frac{U_g(T, v)}{RT} = \sum_i x_i \frac{U_0(T_0)_i}{RT} + \frac{1}{RT} \sum_i x_i \int_{T_0}^T C_v(T)_i dT + \frac{1}{RT} \int_{\infty}^v \left[ T \left( \frac{\partial p}{\partial T} \right)_v - p \right] dv. \quad (8)$$

### 3.1. Funkcje termodynamiczne dla gazowych produktów reakcji

Najbardziej znanym i najszerzej stosowanym równaniem stanu dla gazowych produktów reakcji skondensowanych materiałów wysokoenergetycznych jest równanie stanu Beckera, Kistiakowskiego, Wilsona (BKW) o postaci [15]

$$\frac{Pv}{RT} = 1 + xe^{\beta x} \equiv F_x, \quad (9)$$

$$\text{gdzie} \quad x = \frac{k}{v(T + \Theta)^\alpha}, \quad k = \kappa \sum_{i=1}^{N_g} x_i k_i.$$

W równaniu tym  $N_g$  oznacza ilość gazowych produktów detonacji,  $x_i$  to udział molowy  $i$ -tego składnika, zaś  $k_i$  jego kowolumen. Współczynniki  $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $\kappa$ ,  $\Theta$  są parametrami równania dobieranymi w sposób empiryczny. W literaturze istnieją różne zestawy parametrów równania stanu BKW i wartości kowolumenów. W pracy [15] podano, historyczne już dzisiaj, dwa zestawy parametrów: jeden dla materiałów wybuchowych o zrównoważonym bilansie tlenowym, drugi dla materiałów o silnie ujemnym bilansie tlenowym. W oparciu o dane eksperymentalne dotyczące prędkości detonacji szerokiej gamy materiałów wybuchowych w pracy [16] przeprowadzono nową parametryzację równania BKW, a otrzymany zestaw oznaczono jako BKWR:  $\alpha = 0,50$ ,  $\beta = 0,176$ ,  $\kappa = 11,80$ ,  $\Theta = 1850$ . W pracy [17] dokonano krytycznej analizy tego zestawu przez porównanie obliczonych i doświadczalnych danych z testu cylindrycznego. Stwierdzono, że zastosowanie parametrów BKWR pozwala dokładnie przewidzieć prędkość i ciśnienie detonacji skondensowanych materiałów wybuchowych, ale obliczone adiabaty rozprężania produktów detonacji znacznie różnią się od adiabat uzyskanych z testu cylindrycznego. W pracy [18] określono kolejny zestaw — BKWS:  $\alpha = 0,50$ ,  $\beta = 0,298$ ,  $\kappa = 10,50$ ,  $\Theta = 6620$  — oraz podano nowy zbiór wartości kowolumenów dla gazowych produktów detonacji. Przy wyznaczaniu parametrów rozszerzono zbiór materiałów wybuchowych o składniki nieorganiczne i uwzględniono eksperymentalne dane dotyczące temperatury produktów detonacji w punkcie CJ. Zestaw ten rekomendowany jest do obliczeń parametrów detonacji mieszanin wybuchowych zawierających składniki nieorganiczne. Nowe wartości parametrów dla równania BKW wyznaczono w pracy [19] (zestaw BKWC):  $\alpha = 0,50$ ,  $\beta = 0,403$ ,  $\kappa = 10,86$ ,  $\Theta = 5441$ . Oprócz prędkości i ciśnienia detonacji w procedurze określania wartości parametrów i kowolumenów uwzględniono wyniki testu cylindrycznego, czyli uzyskane izentropy rozprężania produktów detonacji. Według autorów pracy [19], zestaw BKWC pozwala obliczyć wartości prędkości detonacji zbliżone do otrzymywanych z wykorzystaniem zestawu BKWR oraz otrzymać bardziej zbliżone do rzeczywistych adiabaty rozprężania.

Zastosujemy równanie BKW do obliczenia funkcji  $S$  i  $U$  oraz energii Gibbsa mieszaniny gazowych produktów reakcji. W tym celu musimy policzyć wartości całek w ostatnich członach w równaniach (7)-(8). Człony te wnoszą poprawkę związaną z nieidealnością mieszaniny gazowej.

Podstawiając do ostatniej całki we wzorze (7) tożsamość

$$\left(\frac{\partial v}{\partial T}\right)_p = -\left(\frac{\partial v}{\partial p}\right)_T \left(\frac{\partial p}{\partial T}\right)_v \quad (10)$$

otrzymamy nową postać całki:

$$\int_0^p \left[ \frac{1}{p} + \frac{1}{R} \left(\frac{\partial v}{\partial p}\right)_T \left(\frac{\partial p}{\partial T}\right)_v \right] dp. \quad (11)$$

Obliczymy pochodne występujące pod całką, wykorzystując równanie stanu (9). Jednocześnie przekształcimy otrzymane wyrażenia do postaci umożliwiającej obliczenie całki w sposób analityczny.

Po wyznaczeniu ciśnienia  $p$  ze wzoru (9) możemy policzyć pochodną

$$\begin{aligned} \left.\frac{\partial p}{\partial T}\right|_v &= \frac{R}{v} + \frac{R}{v} \left( \frac{k}{v(T+\Theta)^\alpha} \right) e^{\beta \left( \frac{k}{v(T+\Theta)^\alpha} \right)} + \\ &+ \frac{RT}{v} \left[ -\frac{k\alpha}{v(T+\Theta)^{\alpha+1}} \cdot e^{\beta \left( \frac{k}{v(T+\Theta)^\alpha} \right)} - \frac{k}{v(T+\Theta)^\alpha} \cdot \frac{\beta k \alpha}{v(T+\Theta)^{\alpha+1}} \cdot e^{\beta \left( \frac{k}{v(T+\Theta)^\alpha} \right)} \right]. \end{aligned}$$

Po prostych przekształceniach otrzymujemy

$$\left.\frac{\partial p}{\partial T}\right|_v = \frac{p}{T} + \frac{RT}{v} \left[ -\frac{k\alpha}{v(T+\Theta)^{\alpha+1}} \cdot e^{\beta \left( \frac{k}{v(T+\Theta)^\alpha} \right)} - \frac{k}{v(T+\Theta)^\alpha} \cdot \frac{\beta k \alpha}{v(T+\Theta)^{\alpha+1}} \cdot e^{\beta \left( \frac{k}{v(T+\Theta)^\alpha} \right)} \right]. \quad (12)$$

Ponieważ z definicji (9) wynika, że

$$\frac{\partial F_x}{\partial x} = \frac{\partial(1 + xe^{\beta x})}{\partial x} = e^{\beta x} + \beta x e^{\beta x},$$

to wzór (12) możemy przekształcić do postaci

$$\left.\frac{\partial p}{\partial T}\right|_v = \frac{p}{T} - \frac{kRT\alpha}{v^2(T+\Theta)^{\alpha+1}} \left[ e^{\beta \left( \frac{k}{v(T+\Theta)^\alpha} \right)} + \frac{\beta k}{v(T+\Theta)^\alpha} \cdot e^{\beta \left( \frac{k}{v(T+\Theta)^\alpha} \right)} \right] = \frac{p}{T} - \frac{RT\alpha x}{v(T+\Theta)} \left( \frac{dF}{dx} \right).$$

Ponieważ

$$\frac{dF_x}{dv} = -\frac{k}{v^2(T+\Theta)^\alpha} \cdot e^{\beta \left( \frac{k}{v(T+\Theta)^\alpha} \right)} - \frac{k}{v(T+\Theta)^\alpha} \cdot \frac{\beta k}{v^2(T+\Theta)^\alpha} \cdot e^{\beta \left( \frac{k}{v(T+\Theta)^\alpha} \right)},$$

więc wzór (12) może przyjąć również następującą postać

$$\begin{aligned} \left. \frac{\partial p}{\partial T} \right|_v &= \frac{p}{T} + \frac{RT\alpha}{T+\Theta} \left[ -\frac{k}{v^2(T+\Theta)^\alpha} \cdot e^{\beta \left( \frac{k}{v(T+\Theta)^\alpha} \right)} - \frac{k}{v(T+\Theta)^\alpha} \cdot \frac{\beta k}{v^2(T+\Theta)^\alpha} \cdot e^{\beta \left( \frac{k}{v(T+\Theta)^\alpha} \right)} \right] = \\ &= \frac{p}{T} + \frac{RT\alpha}{T+\Theta} \left( \frac{dF}{dv} \right). \end{aligned}$$

Ostatecznie otrzymujemy

$$\left. \frac{\partial p}{\partial T} \right|_v = \frac{p}{T} - \frac{RT\alpha x}{v(T+\Theta)} \left( \frac{dF_x}{dx} \right) = \frac{p}{T} + \frac{RT\alpha}{T+\Theta} \left( \frac{dF_x}{dv} \right). \quad (13)$$

Ponieważ prawdziwe są związki wynikające z równania (9)

$$dx = -x \frac{dv}{v}, \quad (14)$$

$$\frac{dp}{p} = \frac{dF}{F} - \frac{dv}{v}, \quad (15)$$

to wyrażenie podcałkowe w równaniu (11) możemy przekształcić do postaci:

$$\begin{aligned} \left[ \frac{1}{p} + \frac{1}{R} \left( \frac{\partial v}{\partial p} \right)_T \left( \frac{\partial p}{\partial T} \right)_v \right] dp &= \frac{dF_x}{F_x} - \frac{dv}{v} + \frac{dp}{R} \left( \left( \frac{\partial v}{\partial p} \right)_T \left( \frac{\partial p}{\partial T} \right)_v \right) = \\ &= \frac{dF_x}{F_x} + \frac{F_x - 1}{v} dv + \frac{T\alpha}{T+\Theta} \left( \frac{dF_x}{dv} \right) dv. \end{aligned}$$

Ostatnia całka z równania (6) przyjmie zatem postać

$$\int_0^p \left[ \frac{1}{p} - \frac{1}{R} \left( \frac{\partial v}{\partial T} \right)_p \right] dp = \int_1^{F_x} \frac{dF_x}{F_x} + \int_\infty^v \left[ \frac{F_x - 1}{v} + \frac{T\alpha}{T+\Theta} \left( \frac{dF_x}{dv} \right) \right] dv. \quad (16)$$

Biorąc pod uwagę związek (9), możemy napisać, że

$$\frac{F_x - 1}{v} dv = \frac{x e^{\beta x}}{v} dv = e^{\beta x} \frac{x dv}{v} = -e^{\beta x} dx$$

oraz

$$\frac{T\alpha}{T+\Theta} \left( \frac{dF}{dv} \right) dv = \frac{T\alpha}{T+\Theta} dF.$$

Ostatecznie całka (16) przyjmuje postać

$$\ln F_x - \int_0^x e^{\beta x} dx + \frac{\alpha T}{T+\Theta} \int_1^{F_x} dF_x.$$

Zatem wyrażenie na entropię składników gazowych (7) przyjmuje postać

$$\frac{S_g(T, p)}{R} = \sum_i x_i \frac{S_i^0}{R} - \ln \frac{p}{p_0} - \sum_i x_i \ln x_i + \ln F - \frac{e^{\beta x} - 1}{\beta} + \frac{\alpha T}{T + \Theta} (F - 1), \quad (17)$$

gdzie

$$\frac{S_i^0}{R} = \sum_i x_i \frac{S_0(T_0, p_0)_i}{R} + \sum_i x_i \frac{1}{R} \int_{T_0}^T C_p(T) dT.$$

W podobny sposób można obliczyć energię wewnętrzną mieszaniny gazowych produktów reakcji. Po podstawieniu zależności (13) wyrażenie podcałkowe po prawej stronie równania (6) przyjmie postać:

$$\left[ T \left( \frac{\partial p}{\partial T} \right)_v - p \right] dv = \left[ T \left( \frac{p}{T} + \frac{RT\alpha}{T + \Theta} \left( \frac{dF_x}{dv} \right) \right) - p \right] dv = \frac{RT^2\alpha}{T + \Theta} \left( \frac{dF_x}{dv} \right) dv = \frac{RT^2\alpha}{T + \Theta} dF_x.$$

Po wykonaniu całkowania wzór (6) przyjmie postać:

$$\frac{U_g(T, v)}{RT} = \sum_i x_i \frac{u_0(T_0)}{RT} + \frac{1}{RT} \sum_i x_i \int_{T_0}^T C_v(T) dT + \frac{T\alpha}{T + \Theta} (F_x - 1). \quad (18)$$

Ponieważ z definicji funkcji termodynamicznych wynika, że

$$\frac{U^0}{RT} = \frac{H^0}{RT} - 1,$$

to równanie (18) przyjmie następującą postać

$$\frac{U_g(T, v)}{RT} = \sum_i x_i \frac{H_{i0}(T_0)}{RT} + \frac{1}{RT} \sum_i x_i \int_{T_0}^T C_p(T) dT - 1 + \frac{T\alpha}{T + \Theta} (F_x - 1)$$

lub

$$\frac{U_g(T, v)}{RT} = \sum_i x_i \frac{H_i^0}{RT} - \sum_i x_i + \frac{T\alpha}{T + \Theta} (F_x - 1), \quad (19)$$

jeśli przyjęto oznaczenie

$$\frac{H_i^0}{RT} = \frac{H_{i0}(T_0)}{RT} + \frac{1}{RT} \int_{T_0}^T C_p(T) dT.$$

Jedną z definicji potencjału chemicznego ma następującą postać

$$\mu_i = \left( \frac{\partial(nF)}{\partial n_i} \right)_{T, v, n_{j \neq i}}, \quad (20)$$

gdzie  $\mu_i$  jest molowym potencjałem chemicznym składnika  $i$ ,  $n_i$  to ilość moli składnika  $i$ ,  $n$  stanowi całkowitą ilość moli mieszaniny,  $F$  energię swobodną (Helmholtza) mieszaniny.

Wzór opisujący bezwymiarową energię Helmholtza fazy gazowej ma następującą postać

$$\frac{F_g}{RT} = \frac{U_g}{RT} - \frac{S_g}{R}. \quad (21)$$

Po podstawieniu do wzoru (21) wyrażeń na  $U_g$  i  $S_g$ , a następnie po pomnożeniu obu stron równania przez ilość moli składników gazowych  $n_g$  otrzymamy

$$\begin{aligned} \frac{F_g}{RT} &= \sum_i x_i \frac{H_i^0}{RT} - \sum_i x_i - \sum_i x_i \frac{S_i^0}{R} + \sum_i x_i \ln x_i + \ln \frac{p}{p_0} - \ln F_x + \frac{e^{\beta x} - 1}{\beta} \\ \frac{n_g F_g}{RT} &= n_g \sum_i x_i \frac{H_i^0}{RT} - n_g \sum_i x_i - n_g \sum_i x_i \frac{S_i^0}{R} + \\ &+ n_g \sum_i x_i \ln x_i + n_g \ln \frac{p}{p_0} - n_g \ln F_x + n_g \frac{e^{\beta x} - 1}{\beta}. \end{aligned}$$

Ponieważ prawdziwy jest również związek dla  $i$ -tego składnika

$$\frac{G_i^0}{RT} = \frac{H_i^0}{RT} - \frac{S_i^0}{R},$$

to ostatecznie otrzymujemy

$$\frac{n_g F_g}{RT} = \sum_i n_i \frac{G_i^0}{RT} - \sum_i n_i + \sum_i n_i \ln \frac{p}{p_0} + \sum_i n_i \ln x_i - \sum_i n_i \ln F_x + \sum_i n_i \frac{e^{\beta x} - 1}{\beta}. \quad (22)$$

Podstawiając wyrażenie (22) do wzoru (20) i wykonując różniczkowanie dla punktu o stałych parametrach  $T$ ,  $v$  oraz  $n_{j \neq i}$  uzyskujemy wyrażenie na potencjał chemiczny  $i$ -tego składnika gazowego

$$\frac{\mu_i}{RT} = \frac{G_i^0}{RT} + \ln \frac{p}{p_0} + \ln x_i - \ln F_x + \frac{e^{\beta x} - 1}{\beta} + \frac{k_i}{k} (F_x - 1). \quad (23)$$

Przy założonych więzach  $p$ ,  $T = \text{const}$  mamy

$$c_i = \frac{G_i^0}{RT} + \ln \frac{p}{p_0} - \ln F + \frac{e^{\beta x} - 1}{\beta} + \frac{k_i}{k} (F - 1) = \text{const.}$$

Podstawiając do wzoru (22), uzyskujemy

$$\frac{\mu_i}{RT} = c_i + \ln \frac{n_i}{n_g}, \quad (24)$$

gdzie

$$n_g = n_1 + n_2 + \dots + n_N. \quad (25)$$

$N$  oznacza liczbę składników gazowych w mieszaninie.

Znajomość wyrażenia na potencjał chemiczny poszczególnych składników pozwala na obliczenie energii Gibbsa mieszaniny nieidealnych gazów zgodnie ze wzorem

$$\frac{G_g(T, p)}{RT} = \sum_i n_i \frac{\mu}{RT_i} = \sum_{i=1}^{N_g} n_i \left( c_i + \ln \frac{n_i}{n_g} \right). \quad (26)$$

### 3.2. Funkcje termodynamiczne dla stałych produktów reakcji

W obliczeniach termodynamicznych dla skondensowanych materiałów wysokoenergetycznych do opisu właściwości fizycznych nieidealnych skondensowanych produktów reakcji stosuje się równanie stanu OLD w postaci [4-5]:

$$v = (A_{11} + A_{12}T + A_{13}T^2) + p(A_{21} + A_{22}T + A_{23}T^2) + p^2(A_{31} + A_{32}T + A_{33}T^2). \quad (27)$$

Występujące w równaniu stałe  $A_{ij}$  można znaleźć w literaturze, ale dla wielu stałych substancji są one niedostępne. Należy jednak pamiętać, że parametr  $A_{11}$  oznacza objętość właściwą składnika w stanie standardowym,  $A_{12}$  jest współczynnikiem rozszerzalności temperaturowej, zaś  $A_{21}$  oznacza ściśliwość materiału. W wielu obliczeniach składnik stały może być traktowany jako nieściśliwy i wówczas wszystkie współczynniki oprócz  $A_{11}$  są równe zero. W przypadku faz skondensowanych do obliczenia potencjału chemicznego  $i$ -tego składnika wykorzystano entalpię i entropię.

Jeśli oznaczymy entalpię składnika idealnego w sposób następujący

$$\frac{H_i^0}{RT} = \frac{H_0(T_0)_i}{RT} + \frac{1}{RT} \int_{T_0}^T C_p(T) dT,$$

to molową entalpię składników stałych w produktach reakcji można obliczyć wykorzystując równanie stanu (27)

$$\begin{aligned} \frac{H_s(T, p)}{RT} &= \sum_i x_i \frac{H_i^0}{RT} - \sum_i x_i \frac{1}{RT} \int_0^p \left[ T \left( \frac{\partial v}{\partial T} \right)_p - v \right] dp = \sum_i x_i \frac{H_i^0}{RT} - \\ &- \sum_i x_i \frac{1}{RT} \left[ (A_{13}T^2 - A_{11})(p - p_0) - \frac{1}{2}(A_{23}T^2 - A_{21})(p^2 - p_0^2) - \frac{1}{3}(A_{33}T^2 - A_{31})(p^3 - p_0^3) \right]. \end{aligned}$$

Wprowadzając oznaczenie

$$H_{NID,i} = \left[ (A_{13}T^2 - A_{11})(p - p_0) - \frac{1}{2}(A_{23}T^2 - A_{21})(p^2 - p_0^2) - \frac{1}{3}(A_{33}T^2 - A_{31})(p^3 - p_0^3) \right],$$

uzyskujemy ostatecznie wyrażenie dla molowej entalpii składników stałych

$$\frac{H_s(T, p)}{RT} = \sum_i x_i \frac{H_i^0}{RT} - \sum_i x_i \frac{H_{NID,i}}{RT}. \quad (28)$$

Podobnie jeśli oznaczymy część idealną entropii przez

$$\frac{S_i^0}{R} = \frac{S_0(T_0, p_0)_i}{R} + \frac{1}{R} \int_{T_0}^T C_p(T) dT,$$

to molowa entropia składników stałych wyraża się wzorem

$$\frac{S_s(T, p)}{R} = \sum_i x_i \frac{S_i^0}{R} - \sum_i x_i \frac{1}{R} \int_{p_0}^p \left( \frac{\partial V}{\partial T} \right)_p dp.$$

Po wykonaniu całkowania z wykorzystaniem równania (27) otrzymamy wyrażenie na molową entropię stałych produktów reakcji

$$\frac{S_s(T, p)}{R} = \sum_i x_i \frac{S_i^0}{R} - \sum_i x_i \frac{S_{NID,i}}{R}, \quad (29)$$

gdzie część nieidealną entropii opisuje wzór

$$S_{NID,i} = \left[ (A_{12} + 2A_{13}T)(p - p_0) + \frac{1}{2}(A_{22} + 2A_{23}T)(p^2 - p_0^2) + \frac{1}{3}(A_{32} + 2A_{33}T)(p^3 - p_0^3) \right].$$

Wzór opisujący bezwymiarową energię Gibbsa fazy skondensowanej ma następującą postać

$$\frac{n_s G_s}{RT} = \frac{n_s H_s}{RT} - \frac{n_s S_s}{R}.$$

Podstawiając do wzoru opisującego entalpię swobodną i mnożąc przez ilość moli substancji skondensowanej, otrzymujemy

$$\frac{n_s G_s}{RT} = \sum_i n_i \frac{H_i^0}{RT} - \sum_i n_i \frac{H_{NID,i}}{RT} - \sum_i n_i \frac{S_i^0}{R} + \sum_i n_i \frac{S_{NID,i}}{R}. \quad (30)$$

Korzystając z kolejnej definicji potencjału chemicznego

$$\mu_i = \left( \frac{\partial(nG)}{\partial n_i} \right)_{T, p, n_{j \neq i}}$$

i zależności (28), po wykonaniu różniczkowania uzyskujemy wyrażenie na potencjał chemiczny składnika stałego

$$\frac{\mu_i}{RT} = \frac{H_i^0}{RT} - \frac{H_{NID,i}}{RT} - \frac{S_i^0}{R} + \frac{S_{NID,i}}{R} = \frac{G_{si}}{RT}. \quad (31)$$

Energię Gibbsa stałych produktów reakcji otrzymuje się ze wzoru (31) sumując po wszystkich składnikach stałych.

$$\frac{G_s(T, p)}{RT} = \sum_i n_i \frac{\mu_i}{RT} = \sum_{i=N_g+1}^{N_c} n_i \left( \frac{H_i^0}{RT} - \frac{H_{NID,i}}{RT} - \frac{S_i^0}{R} + \frac{S_{NID,i}}{R} \right), \quad (32)$$

gdzie  $N_c$  oznacza ilość wszystkich składników mieszaniny.

#### 4. Metoda rozwiązania w punkcie $(p, T)$

Na podstawie wzorów (26) i (32) możemy zapisać wzór na całkowitą energię Gibbsa wieloskładnikowego układu faz nieidealnych:

$$G^* = \frac{G}{RT} = \sum_{i=1}^{N_g} n_i \left( c_i + \ln \frac{n_i}{n_g} \right) + \sum_{i=N_g+1}^{N_c} n_i \frac{G_{si}}{RT}. \quad (33)$$

Jak wcześniej stwierdzono, określenie składu równowagowego reagujących składników w punkcie  $(p, T)$  wymaga znalezienia minimum funkcji Gibbsa (33). Do obliczenia minimum funkcji zastosowano zmodyfikowaną metodę White'a, Johnsona i Dantziga opisaną w pracach [20] i [9].

Rozpatrzmy dwa stany układu: założony stan  $\mathbf{Y}$ , w którym ilość moli składnika  $i$  wynosi  $n_i$ , oraz stan  $\mathbf{X}$  będący przybliżeniem rozwiązania w kierunku minimum energii Gibbsa, w którym ilość moli tego składnika wynosi  $n'_i$ . Rozwijając funkcję (33) w szereg Taylora, otrzymamy:

$$Q(\mathbf{X}) = G^*(\mathbf{Y}) + \sum_k \frac{\partial G^*(\mathbf{Y})}{\partial n'_k} \Big|_{N'=N_g} \Delta_k + \sum_i \frac{\partial G^*(\mathbf{Y})}{\partial n'_i} \Big|_{N'=N_g} \Delta_i + \frac{1}{2} \sum_i \sum_j \frac{\partial^2 G^*(\mathbf{Y})}{\partial n'_i \partial n'_j} \Big|_{N'=N_g} \Delta_i \Delta_j,$$

gdzie  $\mathbf{Y}$ ,  $\mathbf{X}$  oznaczają wektory ilości moli [mol/mol<sub>mww</sub>] poszczególnych składników zaś  $\Delta_i = n'_i - n_i$ .

Ponieważ dla składników gazowych mamy z (26)

$$\frac{\partial G_g(\mathbf{Y})}{\partial n'_i} = c_i + \ln \frac{n'_i}{n'_g}, \quad \frac{\partial^2 G_g(\mathbf{Y})}{\partial^2 n'_i} = \frac{1}{n'_i} - \frac{1}{n'_g}, \quad \frac{\partial^2 G_g(\mathbf{Y})}{\partial n'_i \partial n'_j} = -\frac{1}{n'_g} \quad i \neq j,$$

a dla składników stałych ze wzoru (32)

$$\frac{\partial G_s(\mathbf{Y})}{\partial n'_k} = \frac{G_{s_i}}{RT},$$

to funkcja  $Q(\mathbf{X})$  przyjmie postać

$$Q(\mathbf{X}) = G^*(\mathbf{Y}) + \sum_k \frac{G_{s_i}}{RT} + \sum_i \left( c_i + \ln \frac{n_i}{n_g} \right) \Delta_i + \frac{1}{2} \sum_i n_i \left( \Delta_i / n_i - \bar{\Delta} / n_g \right), \quad (34)$$

gdzie sumowanie po  $k$  dotyczy składników stałych, a sumowanie po  $i$  składników gazowych.

Przy występowaniu dodatkowych ograniczeń, jakim jest związek (1), można zastosować metodę mnożników Lagrange'a, polegającą na pomnożeniu równań dodatkowych więzów dla wszystkich składników przez mnożniki  $\lambda_j$  i dodaniu do równania podstawowego. Otrzymujemy wówczas tak zwaną funkcję Lagrange'a

$$F(\mathbf{X}) = Q(\mathbf{X}) + \sum_j \lambda_j \left( \sum_k a_{kj} n'_k + \sum_i a_{ij} n'_i - b_j \right). \quad (35)$$

Dla tak skonstruowanej funkcji można wyznaczyć punkty stacjonarne, oznaczające wartości współrzędnych niezależnych, dla których zerują się pierwsze pochodne cząstkowe:

$$\begin{aligned} \frac{\partial F(\mathbf{Y})}{\partial n'_i} = 0 \quad i = 1, 2, \dots, N_g \quad \Rightarrow \quad \frac{\partial F(\mathbf{Y})}{\partial n'_i} = \\ = \left[ c_i + \ln \frac{n_i}{n_g} \right] + \left[ \frac{\Delta_i}{n_i} - \frac{\bar{\Delta}}{n_g} \right] + \sum_j a_{ij} \lambda_j = 0, \end{aligned} \quad (36)$$

$$\frac{\partial F(\mathbf{Y})}{\partial n'_i} = 0 \quad i = N_g + 1, \dots, N_c \quad \Rightarrow \quad \frac{\partial F(\mathbf{Y})}{\partial n'_i} = \frac{G_{s_i}}{RT} + \sum_j a_{ij} \lambda_j = 0. \quad (37)$$

Równania (25), (1), (36) i (37) stanowią układ  $N_c + m + 1$  równań liniowych zawierających nieznane  $N_c$  wartości  $n'_i$ ,  $m$  mnożników  $\lambda_j$  oraz całkowitą ilość moli gazowych w mieszaninie  $\bar{n}'$ . Przekształcając wzór (36) uzyskujemy

$$\frac{n'_i}{n_i} - \frac{n'_g}{n_g} + \sum_{j=1}^m a_{ij} \lambda_j = -f_i(\mathbf{Y}), \quad f_i(\mathbf{Y}) = c_i + \ln \frac{n_i}{n_g}. \quad (38)$$

Z kolei przekształcając wzór (37), uzyskujemy

$$\sum_{j=1}^m a_{ij} \lambda_j = -\frac{G_{si}}{RT}. \quad (39)$$

Zestawiając wzory (25), (38) i (39), uzyskuje się układ równań liniowych, który można przedstawić w postaci macierzowej

$$\mathbf{A} \cdot \mathbf{X} = \mathbf{B}, \quad (40)$$

gdzie

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \frac{1}{n_1} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{1}{n} & a_{1,1} & \cdots & a_{m,1} \\ 0 & \frac{1}{n_2} & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{1}{n} & a_{1,2} & \cdots & a_{m,2} \\ 0 & 0 & \ddots & 0 & 0 & 0 & -\frac{1}{n} & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{n_N} & 0 & 0 & -\frac{1}{n} & a_{1,N_g} & \cdots & a_{m,N_g} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & a_{1,N_c} & \cdots & a_{m,N_c} \\ a_{1,1} & a_{1,2} & \cdots & a_{1,N_g} & \cdots & a_{1,N_c} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots & \ddots & \vdots & 0 & 0 & 0 & 0 \\ a_{m,1} & a_{m,2} & \cdots & a_{m,N_g} & \cdots & a_{m,N_c} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 1 & \cdots & 1 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{X} = [n'_1, n'_2, \dots, n'_{N_c}, n'_g, \lambda_1, \dots, \lambda_m]$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} -\left(c_1 + \ln \frac{n_1}{n_g}\right) \\ -\left(c_2 + \ln \frac{n_2}{n_g}\right) \\ \vdots \\ -\left(c_N + \ln \frac{n_{N_g}}{n_g}\right) \\ \frac{G_{N_g+1}^*}{RT} \\ \vdots \\ \frac{G_{N_c}^*}{RT} \\ \bar{b}_1 \\ \vdots \\ b_j \\ 0 \end{bmatrix}$$

Do rozwiązania układu równań (40) zastosowano procedurę iteracyjną. Ponieważ zestaw ilości moli poszczególnych składników do kolejnej iteracji musi być dodatni, a uzyskane rozwiązanie układu równań może nie spełniać tego warunku, konieczny jest wybór odpowiedniego zestawu. Jednocześnie nowe przybliżenie powinno przesunąć układ w kierunku rozwiązania odpowiadającego minimum globalnemu. W celu wyznaczenia nowego zestawu ilości moli wykorzystano omówioną w pracy [20] metodę najszybszego spadku. Można ją krótko opisać w następujący sposób. Po obliczeniu nowych wartości  $n'_i$  dla wartości wejściowych  $n_i$ , oblicza się ich różnicę  $\Delta_i$ . Różnica ta wskazuje preferowany kierunek spadku (antygradientu funkcji). Punktem startu do kolejnej iteracji będą wartości przesunięte o  $\alpha\Delta_i$  w stosunku do  $n_i$ . Wartość  $\alpha$  wybierana jest w taki sposób, aby ilości moli wszystkich składników były dodatnie oraz aby spełniony był warunek [20]:

$$\sum_{i=1}^{N_g} \Delta_i \left\{ c_i + \ln \frac{n_i + \alpha\Delta_i}{n_g + \alpha\Delta} \right\} + \sum_{i=N_g+1}^{N_c} \frac{G_{si}}{RT} \Delta_i < 0.$$

Metoda minimalizacji energii Gibbsa należy do grupy metod, w których określenie właściwych parametrów przemiany zależy od poprawnego przewidzenia składu mieszaniny równowagowej. Jednym ze sposobów jest umożliwienie użytkownikowi doboru zestawu końcowego z grupy potencjalnych produktów. Jednakże w przypadku dużej listy możliwych produktów reakcji dokonanie właściwego wyboru jest trudne i zawsze istnieje ryzyko dobrania złego składu i nieznałazienia globalnego minimum energii Gibbsa. W programie, prezentowanym w dalszej części pracy, oprócz możliwości doboru własnego zestawu produktów, wprowadzono algorytm, który przewiduje różne składy mieszaniny równowagowej i wybiera skład końcowy odpowiadający najmniejszej energii Gibbsa.

## 5. Metody wyznaczania izentropy JWL (Jones-Wilkins-Lee) oraz energii detonacji

Do rozwiązywania problemów związanych z oddziaływaniem wybuchu na otaczający ośrodek (rozłot produktów detonacji w powietrzu, wybuch w wodzie lub gruncie, odbicie fal detonacyjnych od przegród, miotanie mas, rozrywanie skorup pocisków, formowanie strumienia kumulacyjnego) konieczna jest znajomość równania stanu produktów detonacji skondensowanego materiału wybuchowego. W wymienionych wyżej przypadkach przepływów hydrodynamicznych wystarczy znajomość niekompletnego równania stanu dla produktów detonacji w postaci zależności energii wewnętrznej od ciśnienia i objętości właściwej  $E = E(p, v)$ , niezawierającej temperatury. Powszechnie używanym równaniem stanu tego typu jest równanie zaproponowane przez Jonesa, Wilkinsa i Lee (JWL) [11]:

$$p = A \left( 1 - \frac{\omega}{R_1 V} \right) e^{-R_1 V} + B \left( 1 - \frac{\omega}{R_2 V} \right) e^{-R_2 V} + \frac{\omega E}{V}, \quad (41)$$

gdzie  $V = v/v_0$ .

Równanie (41) konstruuje się poprzez rozwinięcie energii wewnętrznej w szereg Taylora wokół izentropy na płaszczyźnie  $(v, p)$  o następującej postaci

$$p_s = A e^{-R_1 V} + B e^{-R_2 V} + C V^{(-1-\omega)}. \quad (42)$$

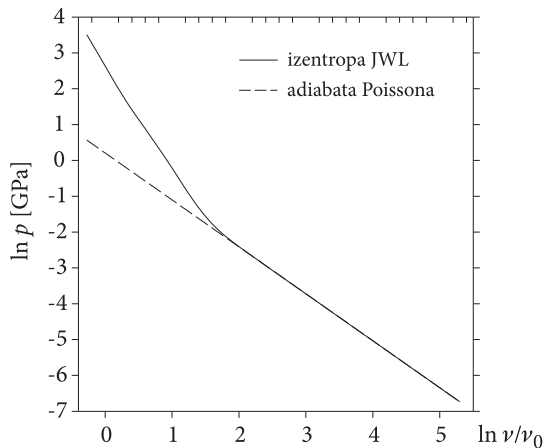
Stałe  $A, B, C, R_1, R_2$  i  $\omega$  wyznacza się najczęściej w sposób empiryczny. Jedną z podstawowych metod ich wyznaczania jest test cylindryczny, opisany szczegółowo w pracy [21]. Istnieje również możliwość określenia tych stałych na podstawie izentropy rozprężania otrzymanej z obliczeń termochemicznych. Ten sposób zastosowany został w kodzie CHEETAH [5].

Jak stwierdzono w punkcie 2 pracy, po wyznaczeniu parametrów detonacji materiału wybuchowego, możliwe jest obliczenie izentropy rozprężania produktów gazowych w wybranych punktach, na przykład na płaszczyźnie  $(v, p)$ . W punktach tych spełniony musi być warunek stałej entropii, czyli  $S = \text{const}$ . Tak otrzymaną izentropę można wykorzystać do wyznaczenia równania JWL (42).

Z analizy równania (42) wynika, że dla dużych objętości przechodzi ono w równanie adiabaty Poissona dla gazu doskonałego z wykładnikiem  $1 + \omega$ :

$$p_s = CV^{(-1-\omega)}. \quad (43)$$

Na rysunku 1 pokazano przebieg izentropy rozprężania JWL dla flegmatyzowanego oktogenu [22] oraz adiabaty Poissona. Dla stosunku objętości  $v/v_0$  większej niż 7 ( $\ln(v/v_0) \approx 1,9$ ) obie krzywe praktycznie pokrywają się. Fakt ten wykorzystany zostanie w metodzie wyznaczania współczynników JWL na podstawie wartości ciśnienia i objętości na krzywej stałej entropii, obliczonych za pomocą kodu termochemicznego. Określanie tych współczynników podzielono na dwa etapy. W pierwszym etapie wyznacza się współczynniki ostatniego członu równania  $C$ ,  $\omega$ , w kolejnym pozostałe cztery stałe  $A$ ,  $B$ ,  $R_1$  i  $R_2$ .



Rys. 1. Wykresy zależności logarytmu ciśnienia od logarytmu objętości względnej otrzymanych z równań (42) i (43)

Po wykonaniu logarytmowania równania (43) otrzymamy

$$\ln p_s = \ln C - (1 + \omega) \ln V.$$

Wprowadzając oznaczenie  $P_{s1} = \ln p_s$  oraz  $V_1 = \ln V$ , powyższe równanie przyjmuje postać równania liniowego

$$P_{s1} = C_1 - (1 + \omega)V_1,$$

gdzie  $C_1 = \ln C$ . Do określenia stałych  $C_1$  i  $1 + \omega$  zastosowano w kodzie numerycznym metodę aproksymacji najmniejszych kwadratów. Wykorzystano wyniki obliczeń termochemicznych (objętość właściwa i ciśnienie) na izentropie dla objętości  $V$  większych od 10. Otrzymane stałe  $C$  oraz  $\omega$  wykorzystano w drugim etapie wyznaczania współczynników izentropy JWL.

W drugim etapie założono, że w punkcie Chapmana-Jougueta (CJ) krzywa JWL oraz krzywa stałej entropii otrzymana z obliczeń termochemicznych przyjmują te same wartości i ich pochodne są sobie równe. Ten ostatni warunek oznacza, że wykładnik izentropy, zdefiniowany w sposób następujący:

$$\gamma \equiv - \left( \frac{\partial \ln p}{\partial \ln v} \right)_s = - \frac{v}{p} \left( \frac{\partial p}{\partial v} \right)_s \quad (44)$$

przyjmuje takie same wartości w punkcie CJ dla obu krzywych. Wykorzystując obliczone parametry detonacji, można go wyznaczyć ze związku

$$\gamma_{cj} = \frac{\rho_0 D^2}{P_{cj}} - 1, \quad (45)$$

gdzie  $\rho_0$  oznacza gęstość materiału wybuchowego.

Zatem w punkcie CJ uzyskujemy dwa równania:

$$\gamma_{cj} = \frac{V_{cj}}{P_{cj}} \left[ AR_1 e^{-R_1 V_{cj}} + BR_2 e^{-R_2 V_{cj}} + C(1 + \omega)V_{cj}^{(-2-\omega)} \right], \quad (46)$$

$$p_{cj} = A e^{-R_1 V_{cj}} + B e^{-R_2 V_{cj}} + C V_{cj}^{(-1-\omega)}. \quad (47)$$

Z równań tych możemy wyznaczyć stałe  $A$  i  $B$

$$A = \frac{-C V_{cj}^{(-2-\omega)} (1 + \omega - R_2 V_{cj}) + \frac{\gamma_{cj} P_{cj}}{V_{cj}} - R_2 P_{cj}}{(R_1 - R_2) e^{-R_1 V_{cj}}}, \quad (48)$$

$$B = \frac{C V_{cj}^{(-2-\omega)} (1 + \omega - R_1 V_{cj}) - \frac{\gamma_{cj} P_{cj}}{V_{cj}} + R_1 P_{cj}}{(R_1 - R_2) e^{-R_2 V_{cj}}}. \quad (49)$$

Równanie izentropy JWL (42) możemy więc zapisać w postaci

$$\begin{aligned}
 p_s = & \frac{-CV_{CJ}^{(-2-\omega)}(1-\omega-R_2V_{CJ}) + \frac{\gamma_{CJ}P_{CJ}}{V_{CJ}} - R_2 p_{CJ}}{(R_1 - R_2)e^{-R_1V_{CJ}}} e^{-R_1V} + \\
 & + \frac{-CV_{CJ}^{(-2-\omega)}(1-\omega-R_2V_{CJ}) + \frac{\gamma_{CJ}P_{CJ}}{V_{CJ}} - R_2 p_{CJ}}{(R_1 - R_2)e^{-R_1V_{CJ}}} e^{-R_2V} + CV^{-1-\omega}.
 \end{aligned} \tag{50}$$

W równaniu (50) parametry z indeksem CJ oraz punkty  $(V, p_s)$  na izentropie otrzymuje się z obliczeń termochemicznych. Niewiadomymi są więc  $R_1$  oraz  $R_2$ . Ich wartości wyznaczano za pomocą zmodyfikowanej metody Powella [22], minimalizując funkcję

$$f(R_1, R_2) = \sum_{i=1}^n \left( \frac{p_{sVi}(R_1, R_2) - p_{si}}{p_{si}} \right)^2,$$

gdzie  $n$  oznacza liczbę punktów na izentropie,  $p_{sVi}$  to wartość ciśnienia w punkcie  $i$ , otrzymana z równania JWL w postaci (50), zaś  $p_{si}$  jest ciśnieniem obliczonym dla punktu  $i$  na krzywej stałej entropii uzyskanym z obliczeń termochemicznych. Po wyznaczeniu wartości  $R_1$  oraz  $R_2$  współczynniki  $A$  i  $B$  otrzymujemy z równań (48) i (49).

Znajomość równania izentropy JWL umożliwi obliczenie między innymi pracy ekspansji produktów detonacji z punktu CJ do objętości  $v$ . Pracę odniesioną do jednostki masy materiału wybuchowego opisuje wzór [23]

$$w(v) = -e_c + \int_{v_{CJ}}^v p_s dv, \tag{51}$$

gdzie  $e_c$  oznacza energię kompresji materiału wybuchowego określoną przez relację

$$e_c \equiv \frac{(p_{CJ} - p_0)(v_0 - v_{CJ})}{2} = \frac{u_{CJ}^2}{2}.$$

Parametr detonacji  $u_{CJ}$  oznacza prędkość masową w punkcie CJ.

W przypadku izentropy JWL, po wykonaniu całkowania, otrzymamy wyrażenie na pracę ekspansji odniesioną do jednostki objętości materiału wybuchowego:

$$W(V) = -E_c + [E_x(V_{CJ}) - E_x(V)], \tag{52}$$

gdzie

$$E_x(V) = \frac{Ae^{-R_1V}}{R_1} + \frac{Be^{-R_2V}}{R_2} + \frac{CV^{-\omega}}{\omega}, \quad E_c = \frac{u_{CJ}^2}{2} \rho_0, \quad W = w \rho_0.$$

Energię detonacji definiuje się jako maksymalną pracę ekspansji produktów detonacji, wykonaną w czasie ich rozprężania od punktu CJ do objętości nieskończonej, pomniejszoną o energię kompresji materiału wybuchowego [17]. Energię tę opisuje wzór

$$e_0 \equiv w(\infty) = -e_c + \int_{v_{CJ}}^{\infty} p_s dv. \quad (53)$$

Obliczenie wartości całki do objętości nieskończonej jest trudne. Jednakże z tzw. quasi-statycznego cyklu detonacji Jacobsa [12] wynika, że

$$q = -Q_h - e_c + \int_{v_{CJ}}^{v_2} p_s dv, \quad (54)$$

gdzie  $v_2$  jest objętością na izentropie wychodzącej z punktu CJ i odpowiadającą ciśnieniu początkowemu  $p_0$ . Wielkość  $q$  oznacza efekt cieplny reakcji wybuchowej (ciepło wybuchu) zaś  $Q_h$  jest ciepłem odbieranym przez schładzanie produktów pod stałym ciśnieniem od temperatury  $T_2$ , odpowiadającej objętości  $v_2$ , do temperatury początkowej  $T_0$ :

$$Q_h = \int_{T_2}^{T_0} c_p dT. \quad (55)$$

Autorzy pracy [11] sugerują, że wartość  $e_0$  jest bliska kalorymetrycznemu ciepłu wybuchu, czyli że  $e_0 \approx q$ . Z porównania wzorów (53) i (55) wynika zatem, że energia detonacji jest sumą pracy ekspansji produktów detonacji do objętości  $v_2$  i ciepła przekazanego do otoczenia w warunkach stałego ciśnienia  $p_0$ , czyli

$$e_0 = w(v_2) - Q_h. \quad (56)$$

Wykorzystując wyznaczone równanie izentropy JWL oraz wyniki obliczeń termochemicznych (punkt  $T_2, v_2$ ), możemy obliczyć energię detonacji przypadającą na jednostkę objętości materiału wybuchowego:

$$E_0 = W(V_2) - Q_h \rho_0. \quad (57)$$

Jeśli po rozprężeniu produktów detonacji do ciśnienia  $p_0$ , ich temperatura  $T_2$  jest mniejsza lub równa  $T_0$ , to energię detonacji określa wyłącznie praca produktów do objętości  $v_2$ .

## 6. Metoda wyznaczania nierównowagowej temperatury dodatku stałego

W przypadku silnego materiału wybuchowego stałe cząstki dodatku, na przykład metalu, nie są aktywne chemicznie w strefie reakcji fali detonacyjnej [24]. Cząstki te mogą reagować z produktami dopiero za strefą reakcji, podczas ich rozprężania [25]. Co więcej, w pracy [26] wykazano, że w wąskiej strefie reakcji chemicznych przepływ ciepła z gazowych produktów do cząstek dodatku jest niewielki. W takim przypadku możemy mówić o nierównowagowej przemianie termodynamicznej w punkcie CJ.

W celu oszacowania temperatury stałego dodatku wykorzystamy metodę zaproponowaną w pracy [27]. Zakładamy, że materiał cząstki sprężany jest uderzeniowo do ciśnienia na froncie fali. Związek między ciśnieniem i objętością w fali uderzeniowej opisuje równanie (adiabata uderzeniowa składnika stałego):

$$p_u = \frac{\rho_0 a^2 \eta}{(1 - \lambda \eta)^2}, \quad \text{gdzie} \quad \eta = \frac{v_u}{v_0}, \quad (58)$$

gdzie stałe  $a$  i  $\lambda$  wyznacza się z empirycznej zależności prędkości fali uderzeniowej od prędkości masowej na jej froncie  $D_s = a + \lambda u_s$ . Przekształcając równanie (58), uzyskuje się wzór opisujący objętość właściwą cząstki stałej poddanej działaniu fali uderzeniowej.

$$v_u = v_0 \frac{2\lambda(\lambda - 1)p_u - \rho_0 a^2 + a\sqrt{(\rho_0 a)^2 + 4\lambda\rho_0 p_u}}{2\lambda^2 p_u}. \quad (59)$$

Przyrost energii wewnętrznej ośrodka sprężonego uderzeniowo do ciśnienia  $p_u$  wynosi

$$\Delta E_u = 0,5 p_u (v_0 - v_u). \quad (60)$$

Energia ta dzieli się na energię sprężania „chłodnego” oraz energię cieplną. Dla ośrodka barotropowego ( $p = p(\rho)$ ) krzywa sprężystego („chłodnego”) sprężania pokrywa się z adiabatą uderzeniową. Wówczas składowa sprężystej energii wynosi

$$\Delta E_s = - \int_{v_0}^{v_u} p_u(v) dv = \left( \frac{a}{\lambda} \right)^2 \left\{ [1 - \lambda \eta(p_u)]^{-1} - 1 + \ln[1 - \lambda \eta(p_u)] \right\}. \quad (61)$$

Składowa cieplna energii sprężania jest różnicą między przyrostem energii sprężania na froncie fali i energią chłodnego sprężania, czyli

$$\Delta E_T = \Delta E_u - \Delta E_s. \quad (62)$$

Tak oszacowana energia cieplna odpowiada za wzrost temperatury na froncie fali uderzeniowej. Aby określić temperaturę ciała sprężanego uderzeniowo, należy więc wykorzystać zależność

$$\Delta E_u - \Delta E_s = \int_{T_0}^{T_u} c_p(T) dT. \quad (63)$$

We wzorze (63) przyjęto założenie, że ciepła właściwe materiału dodatku przy stałej objętości i stałym ciśnieniu różnią się niewiele. Wykorzystując metody iteracyjne z równania (63), można wyznaczyć temperaturę  $T_u$  sprężonej uderzeniowo cząstki stałej. Temperatura ta jest wykorzystywana do obliczania parametrów termodynamicznych składnika stałego w obliczeniach termodynamicznych mieszaniny w przypadku przyjęcia założenia braku wymiany ciepła między dodatkiem i produktami detonacji.

## 7. Opis programu

Program ZMWNI pozwala na obliczenie składu mieszaniny substancji biorących udział w przemianach chemicznych i termodynamicznych. Program umożliwia wykonanie obliczeń dla następujących przypadków:

- stan układu dla określonego punktu ciśnienia i temperatury ( $p$ ,  $T$ ) lub objętości i temperatury ( $v$ ,  $T$ ),
- przemiana wzdłuż izolinii (izobara, izochora, izoterma, izentroa) dla określonego drugiego parametru termodynamicznego,
- wybuch w stałej objętości,
- spalanie pod stałym ciśnieniem,
- detonacja.

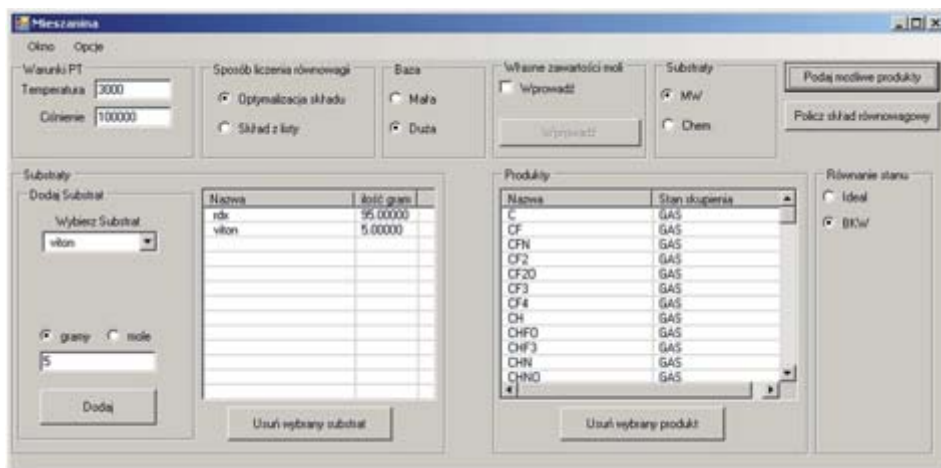
Do opisu właściwości fizycznych gazów zastosowano równanie BKW. Fazy skondensowane opisano równaniem OLD. Program pozwala na określanie parametrów spalania i detonacji nieidealnych układów heterogenicznych.

Program został napisany w języku Visual Basic 2005 z wykorzystaniem platformy Microsoft Visual Studio. Każdy wariant obliczeń ma swoje własne okno, w którym użytkownik wprowadza dane niezbędne do dokonania obliczeń. Na rysunku 2 przedstawiono jedno z okien służące do obliczeń stanu równowagowego mieszaniny substancji dla punktu ciśnienie–temperatura ( $p$ ,  $T$ ).

Okno zawiera następujące sekcje:

Warunki — sekcja, w której wprowadza się parametry, dla których mają być wykonane obliczenia.

Substraty — wprowadzenie danych substancji biorących udział w przemianie termo-chemicznej.



Rys. 2. Przykład okna z danymi wejściowymi

**Produkty** — lista potencjalnych produktów wyselekcjonowanych z bazy danych.

Użytkownik sam dokonuje wyboru produktów.

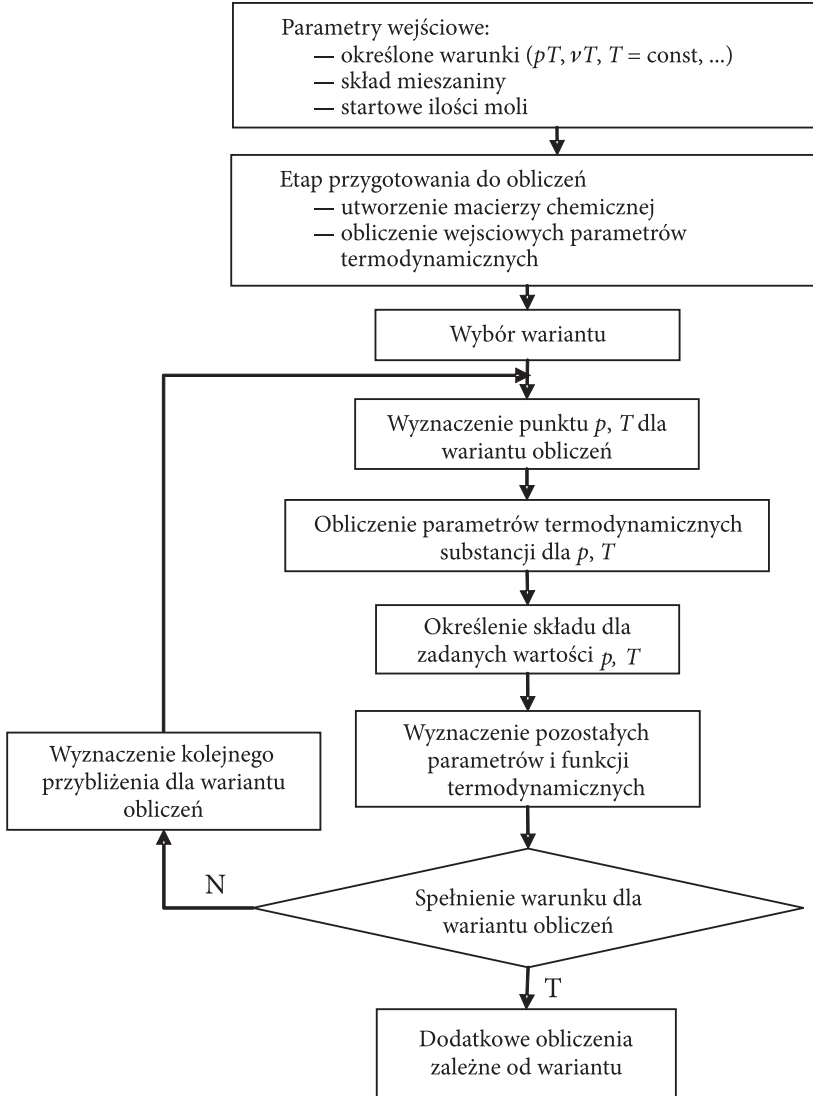
**Sposób liczenia równowagi** — opcja ta określa, czy dla listy w sekcji „Produkty” ma zostać użyte narzędzie optymalizacji składu, czy nie. W przypadku wyboru opcji „Optymalizacja składu” zastosowane zostaną odpowiednie procedury w programie i wyznaczony zostanie skład mieszaniny odpowiadający minimum energii Gibbsa przy założeniu obecności niektórych substancji z listy. Narzędzie optymalizacji pozwala na określenie, które substancje spośród przewidywanych rzeczywiście znajdują się w mieszaninie równowagowej. Opcja „Skład z listy” powoduje bezpośrednie obliczenie równowagi dla podanych substancji bez optymalizacji składu.

**Baza** — baza danych dla substratów podzielona została na dwa zestawy: bazę małą i dużą. Baza mała uwzględnia najczęściej występujące trwałe produkty przemian materiałów wysokoenergetycznych i odpowiada zestawowi BKWC. Baza duża odpowiada zestawowi BKWS i obejmuje znacznie więcej substancji w postaci gazowej, stałej i ciekłej oraz dodatkowo zestaw substancji nietrwałych, takich jak rodniki, przejściowe produkty przemian.

**Własne zawartości moli** — w metodach obliczeń termochemicznych istotna jest możliwość określenia takiego punktu początkowego, aby obliczenia były szybkobieżne. Program zawiera kilka procedur wewnętrznych, dzięki którym możliwy jest dobór punktu startowego. Jeśli jednak użytkownik pragnie sam zdefiniować punkt startowy, może skorzystać z tej opcji i wprowadzić początkowe Ilości moli produktów.

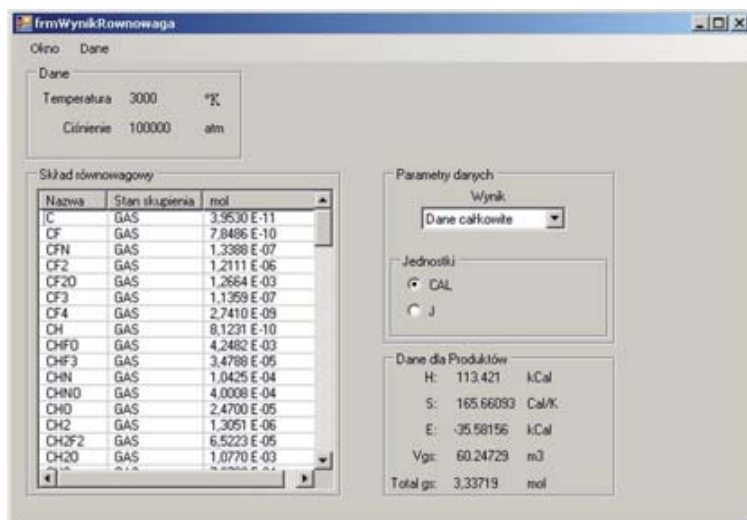
**Równanie stanu** — pozwala na określenie, czy obliczenia mają być dokonywane w oparciu o równanie stanu gazu idealnego, czy BKW i OLD.

Uproszczony schemat działania programu przedstawiono na rysunku 3.



Rys. 3. Uproszczony schemat działania programu obliczeniowego

Przykładowe okno z wynikami obliczeń wykonanych dla flegmatyzowanego heksogenu przedstawiono na rysunku 4. Okno zawiera sekcję „Dane” przedstawiającą punkt, dla którego miały zostać wykonane obliczenia. W sekcji „Skład równowagowy” przedstawiono listę produktów wraz z równowagowymi wartościami



Rys. 4. Przykładowe okno z danymi wyjściowymi

ilości moli. W sekcji „Dane dla produktów” podawane są wartości entalpii ( $H$ ), entropii ( $S$ ), energii wewnętrznej ( $E$ ), objętości składników gazowych ( $V_{gs}$ ) i ilości produktów gazowych ( $Total\ gs$ ) odniesione do jednostki mieszaniny wyjściowej, przy czym jednostkę tę (gram lub mol) określa użytkownik.

## 8. Przykład obliczeń równowagowych w punkcie

Jak wspomniano wcześniej program pozwala na obliczenie parametrów dla zadanych punktów  $p$ ,  $T$  lub  $V$ ,  $T$ . Obliczenia mogą być prowadzone w reżimie równowagowym (aktywności chemicznej wszystkich składników) jak i nierównowagowym (część składników nie bierze udziału w reakcji). W tabelach 1 i 2 porównano wyniki uzyskane z programu ZMWNI oraz z programu CHEETAH dla heksogenu (RDX).

TABELA 1

Porównanie wartości parametrów i funkcji termodynamicznych produktów rozkładu heksogenu uzyskanych z obliczeń równowagowych wykonanych za pomocą kodów ZMWNI oraz CHEETAH

Ciśnienie [atm]	Objętość właściwa [ $\text{cm}^3/\text{g}$ ]	Temperatura [K]	Entalpia [cal/g]	Energia [cal/g]	Entropia [cal/K/g]	Objętość produktów gazowych [ $\text{cm}^3/\text{g}$ ]	Program
100 000	0,7072	4000	1838,43	125,76	1,868	0,7072	ZMWNI
100 000	0,7073	4000	1838,73	125,86	1,868	0,7073	CHEETAH

TABELA 2

Porównanie składów produktów rozkładu heksogenu uzyskanych z obliczeń równowagowych wykonanych za pomocą kodów ZMWNI oraz CHEETAH

Substancja	Ilości moli [mol/mol <sub>mw</sub> ]	
	ZMWNI	CHEETAH
N <sub>2</sub>	2,894E+00	2,894E+00
CO <sub>2</sub>	1,712E+00	1,712E+00
H <sub>2</sub> O	1,452E+00	1,452E+00
CO	8,067E-01	8,065E-01
H <sub>2</sub>	5,090E-01	5,099E-01
CH <sub>4</sub>	2,134E-01	2,135E-01
NH <sub>3</sub>	1,955E-01	1,956E-01
CH <sub>2</sub> O <sub>2</sub>	1,356E-01	1,357E-01
C <sub>2</sub> H <sub>6</sub>	2,506E-02	2,507E-02
Substancja	Ilości moli [mol/mol <sub>mw</sub> ]	
	ZMWNI	CHEETAH
CH <sub>3</sub> OH	1,802E-02	1,803E-02
CH <sub>3</sub>	1,444E-02	1,444E-02
CH <sub>2</sub> O	1,202E-02	1,202E-02
C <sub>2</sub> H <sub>4</sub>	1,181E-02	1,182E-02
CHNO	5,351E-03	5,353E-03
H	4,563E-03	4,562E-03
NO	3,704E-03	3,705E-03
CHN	3,674E-03	3,674E-03
HO	3,347E-03	3,347E-03

Dane termodynamiczne dla produktów reakcji oraz ich liczba były w obu kodach identyczne (zestaw BKWC). Założono pełne przereagowanie substancji. Obliczenia wykonano dla punktu  $p = 150\ 000$  atm i  $T = 4000^\circ\text{K}$ . Podane ilości moli odnoszą się do jednego mola mieszaniny wejściowej. Z tabeli 2 wynika, że obliczone ilości moli poszczególnych składników różnią się od siebie nie więcej niż 0,1%.



TABELA 3

Porównanie wartości parametrów i funkcji termodynamicznych uzyskanych z kodów ZMWNI oraz CHEETAH dla wybuchu ładunku heksogenu w stałej objętości (obliczenia równowagowe)

Ciśnienie [atm]	Objętość właściwa [cm <sup>3</sup> /g]	Temperatura [K]	Entalpia [cal/g]	Energia [cal/g]	Entropia [cal/K/g]	Objętość produktów gazowych [cm <sup>3</sup> /g]	Program
15801	1,6	2823,2	611,99	0	1,860	1,6	ZMWNI
15806	1,6	2823,7	612,45	0	1,863	1,6	CHEETAH

TABELA 4

Porównanie składów produktów wybuchu TNT uzyskanych z kodów ZMWNI oraz CHEETAH dla wybuchu w stałej objętości (obliczenia równowagowe)

Substancja	Ilości moli [mol/mol <sub>mw</sub> ]	
	ZMWNI	CHEETAH
CO	4,239E+00	4,239E+00
N <sub>2</sub>	1,465E+00	1,465E+00
H <sub>2</sub>	1,243E+00	1,243E+00
H <sub>2</sub> O	6,002E-01	6,002E-01
CO <sub>2</sub>	5,690E-01	5,690E-01
CH <sub>4</sub>	2,541E-01	2,541E-01
NH <sub>3</sub>	4,165E-02	4,167E-02
CHN	2,584E-02	2,586E-02
C <sub>2</sub> H <sub>4</sub>	1,270E-02	1,271E-02
Substancja	Ilości moli [mol/mol <sub>mw</sub> ]	
	ZMWNI	CHEETAH
CH <sub>2</sub> O	8,209E-03	8,217E-03
CH <sub>3</sub>	6,102E-03	6,111E-03
C <sub>2</sub> H <sub>2</sub>	5,529E-03	5,538E-03
C <sub>2</sub> H <sub>6</sub>	4,846E-03	4,850E-03
CH <sub>2</sub> O <sub>2</sub>	4,650E-03	4,655E-03
CHNO	2,748E-03	2,751E-03
H	1,830E-03	1,833E-03
CHO	1,211E-03	1,213E-03
CH <sub>3</sub> OH	1,157E-03	1,159E-03

Z przedstawionych danych wynika, że różnice pomiędzy wartościami obliczonymi w obu programach są nie większe niż 0,2%.

## 9.2. Spalanie adiabatyczne

Na podstawie zadanego ciśnienia oraz składu mieszaniny wejściowej program oblicza parametry spalania adiabatycznego. W tym przypadku użytkownik nie ma możliwości wyboru produktów przemiany, gdyż do obliczeń program wybiera wszystkie możliwe produkty z bazy. W tabelach 7, 8, 9 i 10 przedstawiono wyniki obliczeń równowagowych dla mieszanin politetrafluoroetyleny (PTFE) z proszkami magnezu i aluminium. Wartości funkcji termodynamicznych w tabeli 5 są wielkościami względnymi. Obliczenia wykonano dla ciśnienia 1 atm. Wykorzystano bazę danych BKWS zawierającą związki fluoru i magnezu.

TABELA 5

Porównanie wartości parametrów i funkcji termodynamicznych uzyskanych z kodów ZMWNI oraz CHEETAH dla spalania adiabatycznego mieszaniny 70% PTFE i 30% Mg

Ciśnienie [atm]	Objętość właściwa [cm <sup>3</sup> /g]	Temperatura [K]	Entalpia [cal/g]	Energia [cal/g]	Entropia [cal/K/g]	Objętość produktów gazowych [cm <sup>3</sup> /g]	Program
1	4919,29	3696,69	0	-119,11	1,595	4919,12	ZMWNI
1	4919,30	3696,70	0	-119,12	1,595	4919,26	CHEETAH

TABELA 6

Porównanie składów produktów reakcji uzyskanych z kodów ZMWNI oraz CHEETAH dla spalania adiabatycznego 70% PTFE i 30% Mg

Substancja	Ilości moli [mol/mol <sub>mw</sub> ]	
	ZMWNI	CHEETAH
F <sub>2</sub> Mg	5,643E-01	5,643E-01
F	1,667E-01	1,667E-01
CF <sub>2</sub>	1,746E-02	1,746E-02
CF	4,986E-02	4,986E-02
FMg	6,752E-02	6,752E-02
CF <sub>3</sub>	4,799E-05	4,801E-05
CF <sub>4</sub>	1,798E-06	1,799E-06
C <sub>3</sub>	2,753E-02	2,752E-02
F <sub>4</sub> Mg <sub>2</sub>	3,296E-05	3,297E-05

cd. tabeli 6

Substancja	Ilości moli [mol/mol <sub>mw</sub> ]	
	ZMWNI	CHEETAH
Mg	6,156E-03	6,156E-03
C <sub>2</sub> F <sub>2</sub>	3,755E-05	3,756E-05
C <sub>2</sub>	3,794E-03	3,794E-03
F <sub>2</sub>	1,524E-06	1,525E-06
C <sub>5</sub>	3,511E-04	3,511E-04
C <sub>2</sub> F <sub>4</sub>	1,524E-08	1,526E-08
C <sub>4</sub>	1,613E-04	1,613E-04
C <sub>2</sub> F <sub>6</sub>	9,929E-13	9,943E-13
*C — Solid	4,726E-01	4,733E-01

TABELA 7

Porównanie wartości parametrów i funkcji termodynamicznych uzyskanych z kodów ZMWNI oraz CHEETAH dla spalania adiabatycznego mieszaniny 70% PTFE i 30% Al

Ciśnienie [atm]	Objętość właściwa [cm <sup>3</sup> /g]	Temperatura [K]	Entalpia [cal/g]	Energia [cal/g]	Entropia [cal/K/g]	Objętość produktów gazowych [cm <sup>3</sup> /g]	Program
1	5131,42	3561,1	0	-124,78	1,642	5131,32	ZMWNI
1	5131,44	3561,1	0	-124,26	1,636	5131,38	CHEETAH

TABELA 8

Porównanie składów produktów reakcji uzyskanych z kodów ZMWNI oraz CHEETAH dla spalania adiabatycznego 70% PTFE i 30% Al

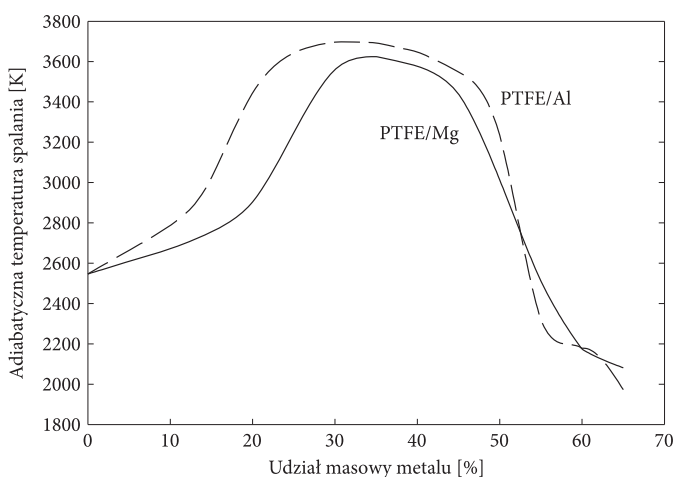
Substancja	Ilości moli [mol/mol <sub>mw</sub> ]	
	ZMWNI	CHEETAH
ALF <sub>3</sub>	2,389E-01	2,389E-01
ALF <sub>2</sub>	2,554E-01	2,554E-01
ALF	1,190E-01	1,190E-01
F	1,352E-01	1,351E-01
CF	4,867E-02	4,866E-02
C <sub>3</sub>	6,858E-02	6,857E-02
CF <sub>2</sub>	7,327E-03	7,327E-03
Al.	3,777E-04	3,777E-04
C	9,583E-03	9,583E-03

cd. tabeli 8

Substancja	Ilości moli [mol/mol <sub>mw</sub> ]	
	ZMWNI	CHEETAH
Al <sub>2</sub> F <sub>6</sub>	2,177E-06	2,178E-06
C <sub>2</sub>	1,020E-02	1,020E-02
C <sub>5</sub>	1,095E-03	1,095E-03
C <sub>4</sub>	5,001E-04	5,002E-04
CF <sub>3</sub>	1,058E-05	1,058E-05
C <sub>2</sub> F <sub>2</sub>	2,051E-05	2,052E-05
CAI	9,870E-07	9,874E-07
F <sub>2</sub>	8,209E-07	8,213E-07
*C — Solid	5,5876-01	5,599E-01

Podobnie jak w poprzednich przypadkach różnica pomiędzy wartościami obliczonymi za pomocą kodów CHEETAH i ZMWNI jest niewielka i nie przekracza 0,2%.

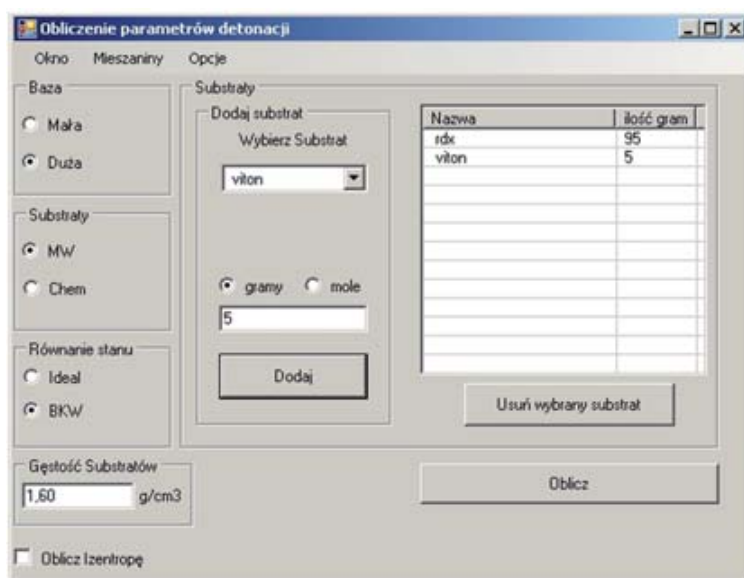
Bardzo często w modelowaniu numerycznym procesów spalania mieszanin składników stałych wykorzystywana jest tzw. temperatura adiabatycznego spalania. Na rysunku 6 przedstawiono zależność temperatury adiabatycznego spalania mieszanin PTFE z Mg lub Al w zakresie zawartości składnika metalicznego 0-60%. Obliczenia wykonano za pomocą kodu ZMWNI.



Rys. 6. Zależność temperatury spalania adiabatycznego od udziału wagowego metalu w mieszaninie PTFE/metal

### 9.3. Parametry detonacji i izentropy rozprężania

W przypadku obliczania parametrów detonacji okno podzielono na sekcje: „Substraty”, „Baza”, „Gęstość substratów”. Dodatkowo możemy wybrać opcję „Oblicz izentropę”, której zaznaczenie spowoduje obliczenie izentropy rozprężania, współczynników równania JWL oraz energii detonacji. Na rysunku 7 pokazano okno dla tego wariantu obliczeń



Rys. 7. Okno dialogowe dla obliczeń parametrów detonacji

W tabelach 11-13 przedstawiono wyniki obliczeń równowagowych dla heksogenu o gęstości  $1,63 \text{ g/cm}^3$ . Wartości funkcji termodynamicznych w tabeli 9 i prezentowane w dalszej części pracy są wartościami bezwzględnymi.

TABELA 9

Porównanie wartości parametrów detonacji heksogenu uzyskanych z kodów ZMWNI oraz CHEETAH

Prędkość detonacji [m/s]	Prędkość masowa [m/s]	Wykładnik izentropy	Program
8267	2004	3,125	ZMWNI
8266	2005	3,123	CHEETAH

TABELA 10

Porównanie wartości parametrów i funkcji stanu w warunkach detonacji heksogenu uzyskanych z kodów ZMWNI oraz CHEETAH

Ciśnienie [atm]	Objętość właściwa [cm <sup>3</sup> /g]	Temperatura [K]	Entalpia [cal/g]	Energia [cal/g]	Entropia [cal/K/g]	Objętość produktów gazowych [cm <sup>3</sup> /g]	Program
266513,7	0,465	4259,9	3546,33	546,65	1,73	0,465	ZMWNI
266578,7	0,465	4259,2	3546,64	546,52	1,73	0,465	CHEETAH

TABELA 11

Porównanie ilości moli [mol/mol<sub>mw</sub>] produktów detonacji heksogenu uzyskanych z kodów ZMWNI oraz CHEETAH

Substancja	Ilości moli [mol/mol <sub>mw</sub> ]	
	ZMWNI	CHEETAH
N <sub>2</sub>	2,84E+00	2,84E+00
CO <sub>2</sub>	1,98E+00	1,98E+00
H <sub>2</sub> O	1,09E+00	1,09E+00
CH <sub>2</sub> O <sub>2</sub>	4,22E-01	4,22E-01
NH <sub>3</sub>	2,97E-01	2,97E-01
CH <sub>4</sub>	1,97E-01	1,97E-01
C <sub>2</sub> H <sub>6</sub>	1,45E-01	1,45E-01
H <sub>2</sub>	8,95E-02	8,93E-02
CO	4,48E-02	4,47E-02
Substancja	Ilości moli [mol/mol <sub>mw</sub> ]	
	ZMWNI	CHEETAH
CNN	6,15E-11	6,12E-11
N <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	1,68E-11	1,68E-11
C <sub>3</sub> O <sub>2</sub>	7,21E-12	7,16E-12
C <sub>3</sub>	1,07E-12	1,06E-12
N <sub>2</sub> O <sub>5</sub>	7,49E-15	7,50E-15
C <sub>4</sub>	6,87E-21	6,78E-21
C <sub>4</sub> N <sub>2</sub>	1,98E-27	1,95E-27
C <sub>5</sub>	4,84E-30	4,75E-30
*C — Solid	4,89E-03	4,86E-03

Tak jak w poprzednich przypadkach różnice pomiędzy wartościami obliczonymi dla obu programów pozostają małe (poniżej 1,5%).

Wykonano również obliczenia izentropy rozprężania produktów detonacji heksogenu od ciśnienia w punkcie CJ do ciśnienia atmosferycznego. Założono, że skład produktów ulega zamrożeniu, jeśli ich temperatura obniży się do 1800 K. Taka wartość temperatury zamrożenia składu wynika z rozważań teoretycznych i badań eksperymentalnych prezentowanych w pracy [28]. Wyniki obliczania izentropy rozprężania przedstawiono tabeli 12. Różnice pomiędzy wartościami obliczonymi w ZMWNI i CHEETAH nie przekraczają 0,1%.

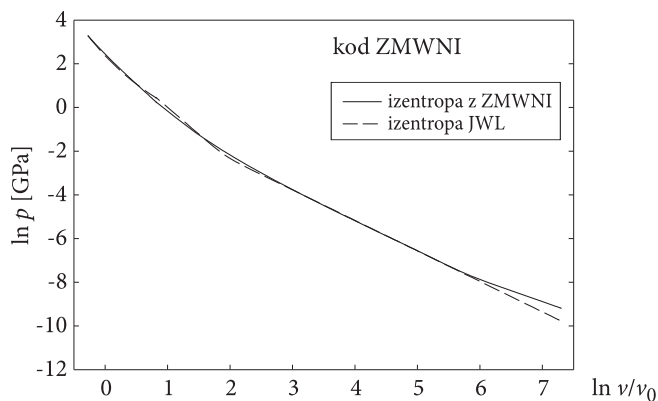
TABELA 12

Porównanie wartości ciśnienia obliczonych w wybranych punktach izentropy rozprężania produktów detonacji heksogenu za pomocą kodów ZMWNI oraz CHEETAH

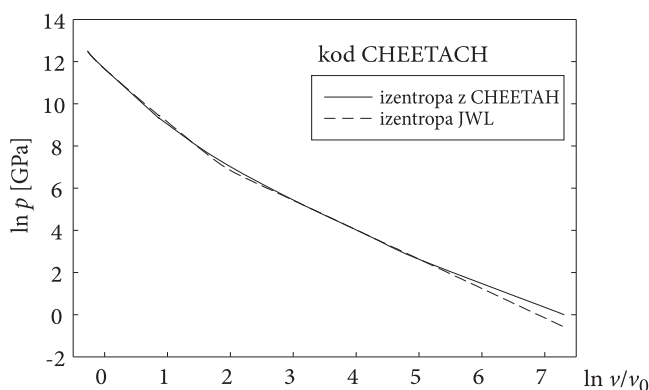
$v/v_0$	$p$ [atm]	$p$ [atm]
	ZMWNI	CHEETAH
0,76	266513,70	266578,70
1,00	115775,30	115748,20
2,20	13642,10	13637,60
2,41	10943,00	10951,60
4,10	3380,70	3379,60
6,50	1408,80	1408,30
10,00	675,70	675,50
20,00	231,10	231,10
40,00	85,30	85,30
80,00	32,60	32,60
160,00	12,60	12,60

Na podstawie obliczonych wartości ciśnienia i objętości właściwej wzdłuż izentropy wyznaczono współczynniki równania JWL. Wartości współczynników określone w programie ZMWNI i w kodzie CHEETAH podano w tabeli 15. Na rysunkach 8 i 9 porównano przebiegi izentrop rozprężania produktów detonacji otrzymanych z kodów termochemicznych ZMWNI i CHEETAH oraz izentrop JWL uzyskanych na ich podstawie.

Metody wyznaczania współczynników JWL zastosowane w obu kodach były różne. W kodzie CHEETAH nie stawia się warunków równości funkcji aproksymowanej i aproksymującej oraz ich pochodnych w punkcie CJ. Jednakże w wynikach zarówno z kodu ZMWNI jak i z kodu CHEETAH obserwuje się podobne, duże różnice w przebiegu obliczonych izentrop i ich aproksymacji za pomocą równania JWL. Dotyczy to zwłaszcza średnich ciśnień rzędu 1000 atmosfer, gdzie różnice



Rys. 8. Zależność logarymiczna ciśnienia od objętości względnej wzdłuż izentropy produktów detonacji heksogenu: linia przerywana oznacza zależność obliczoną na podstawie równania JWL, linia ciągła odpowiada zależności, na podstawie której wyznaczono współczynniki JWL. Kod ZMWNI



Rys. 9. Zależność logarymiczna ciśnienia od objętości względnej wzdłuż izentropy produktów detonacji heksogenu: linia przerywana oznacza zależność obliczoną na podstawie równania JWL, linia ciągła odpowiada zależności, na podstawie której wyznaczono współczynniki JWL. Kod CHEETAH

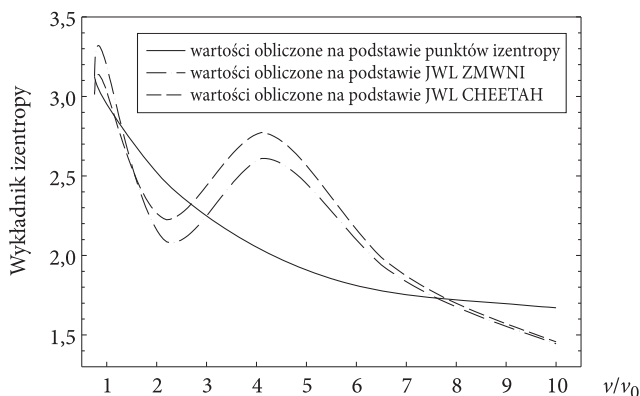
dochodzą do 15% oraz małych ciśnień rzędu kilku atmosfer, gdy różnica w ciśnieniu osiąga nawet 45%. Może to świadczyć o nieadekwatności postaci izentropy JWL do przebiegu krzywej stałej entropii uzyskanej z obliczeń termochemicznych.

TABELA 13

Zestawienie współczynników równania JWL obliczonych za pomocą kodów ZMWNI oraz CHEETAH dla produktów detonacji heksogenu

A [GPa]	B [GPa]	C [GPa]	$R_1$	$R_2$	$\omega$	program
989,0848	11,11902	1,514244	5,166874	1,045774	0,396143	ZMWNI
828,1	10,527	1,499	4,844	1,066	0,395	CHEETAH

Jak wcześniej stwierdzono, równanie stanu JWL jest powszechnie stosowane w symulacji komputerowej zjawisk wybuchowych. Wynika to z jego stosunkowo prostej postaci i łatwości aplikacji w procedurach numerycznych. Jednakże zauważone wyżej różnice w przebiegu krzywej rzeczywistej uzyskanej z obliczeń termochemicznych i aproksymującej każą dokładniej przyjrzeć się przebiegowi izentropy JWL. W tym celu zbadano zmianę wykładnika izentropy (44) w funkcji objętości produktów detonacji. W przypadku izentropy JWL jego wartość obliczano z zależności uzyskanej z (44) po zróżniczkowaniu funkcji (42). Zależność uzyskaną z kodu ZMWNI interpolowano funkcjami sklejanymi (wielomiany trzeciego stopnia) i na ich podstawie obliczano wykładnik izentropy ze wzoru (44). Wyniki obliczeń przedstawiono na rysunku 10.



Rys. 10. Zależności wykładnika izentropy od względnej objętości produktów detonacji heksogenu uzyskane różnymi metodami

Na rysunku pominięto krzywą obliczoną na podstawie izentropy uzyskanej z programu CHEETAH, gdyż w skali rysunku pokrywa się z krzywą wyznaczoną w programie ZMWNI. Przebieg krzywych uzyskanych z równania JWL różni się zdecydowanie od zależności wykładnika izentropy wyznaczonego bezpośrednio z punktów obliczonych kodem termochemicznym. Różnica ta wynika z faktu, że izentropa JWL opisywana jest funkcją składającą się z trzech członów. Duża zmienność wykładnika izentropy wraz ze wzrostem objętości produktów detonacji może mieć istotny wpływ na wyniki modelowania procesów gazodynamicznych, gdyż od wartości wykładnika zależy prędkość propagacji dźwięku w produktach.

Po wyznaczeniu współczynników krzywej JWL można stosunkowo łatwo obliczyć mechaniczny i termiczny składnik energii detonacji — całkowitą energię detonacji (wzory (54)-(57)). Porównanie otrzymanych wyników dla trotylu (TNT) o gęstości i RDX 1,59 g/cm<sup>3</sup> o gęstości 1,63 g/cm<sup>3</sup> przedstawiono w tabeli 16. Różnice pomiędzy wartościami uzyskanymi z kodu ZMWNI i CHEETAH wynikają

z przyjętej metody obliczania współczynników JWL. W przypadku składnika termicznego, do określenia którego nie wykorzystuje się krzywej JWL, lecz obliczone wartości ciśnienia i temperatury dla ciśnienia atmosferycznego, wartości pozostają w dobrej zgodności. W przypadku składnika, który obliczany jest na podstawie równania JWL, różnice dochodzą do 4%.

TABELA 14

Zestawienie wartości energii detonacji obliczonych za pomocą kodów ZMWNI oraz CHEETAH

Materiał wybuchowy	$Q_h \cdot \rho_0$ [kJ/cm <sup>3</sup> ]	$W(V_2)$ [kJ/cm <sup>3</sup> ]	$E_0$ [kJ/cm <sup>3</sup> ]	Program
RDX	0,0	9,4170	9,4170	ZMWNI
	0,0	9,3570	9,3570	CHEETAH
TNT	0,0945	6,8173	6,9118	ZMWNI
	0,0950	7,0740	7,1690	CHEETAH

## 10. Nierównowagowe obliczenia termodynamiczne

Program ZMWNI posiada opcję obliczeń nierównowagowych w dwu wariantach:

- inercyjność chemiczna cząstek stałych przy równowadze termicznej produktów przemiany oraz cząstek,
- brak równowagi termicznej produktów przemiany z cząstkami stałymi

Pierwsza z tych opcji jest realizowana przez program CHEETAH, druga nie. Dla opcji równowagi termicznej wszystkich substancji w punkcie CJ obliczono parametry detonacji mieszaniny zawierającej NM (nitrometan), PMMA (polimetakrylan metylu), magnez oraz glin w stosunku masowym 81,6/3,6/7,5/7,5. Wyniki porównano z wynikami obliczonymi programem CHEETAH i zestawiono w postaci tabel 17 i 18. W tabeli 19 porównano składy produktów detonacji. Uzyskano dobrą zgodność parametrów detonacji i udziałów poszczególnych produktów.

TABELA 15

Porównanie wartości parametrów detonacji mieszaniny z NM uzyskanych z kodów ZMWNI oraz CHEETAH

Prędkość detonacji [m/s]	Prędkość masowa [m/s]	Wykładnik izentropy	Program
6109	1489	3,102	ZMWNI
6108	1489	3,101	CHEETAH

TABELA 16

Porównanie wartości parametrów i funkcji stanu w warunkach detonacji mieszaniny z NM uzyskanych z kodów ZMWNI oraz CHEETAH

Ciśnienie [atm]	Objętość właściwa [cm <sup>3</sup> /g]	Temperatura [K]	Entalpia [cal/g]	Energia [cal/g]	Entropia [cal/K/g]	Objętość produktów gazowych [cm <sup>3</sup> /g]	Program
104160,2	0,6519	3089,8	1513,41	-130,98	1,792	0,5676	ZMWNI
104147,3	0,6519	3089,3	1512,96	-131,21	1,792	0,5676	CHEETAH

TABELA 17

Porównanie ilości moli [mol/mol<sub>mw</sub>] produktów detonacji mieszaniny z NM uzyskanych z kodów ZMWNI oraz CHEETAH

Substancja	Ilości moli [mol/mol <sub>mw</sub> ]	
	ZMWNI	CHEETAH
H <sub>2</sub> O	5,04E-01	5,04E-01
CO <sub>2</sub>	3,91E-01	3,91E-01
N <sub>2</sub>	3,12E-01	3,12E-01
CH <sub>4</sub>	1,39E-01	1,39E-01
H <sub>2</sub>	7,99E-02	7,99E-02
NH <sub>3</sub>	5,83E-02	5,83E-02
NO <sub>3</sub>	4,46E-13	4,45E-13
O <sub>3</sub>	5,01E-14	5,00E-14
C <sub>3</sub>	2,57E-14	2,56E-14
Substancja	Ilości moli [mol/mol <sub>mw</sub> ]	
	ZMWNI	CHEETAH
N <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	4,07E-16	4,06E-16
N <sub>2</sub> O <sub>4</sub>	1,46E-17	1,46E-17
C <sub>4</sub>	1,95E-21	1,94E-21
N <sub>2</sub> O <sub>5</sub>	1,08E-22	1,08E-22
C <sub>4</sub> N <sub>2</sub>	2,07E-23	2,07E-23
C <sub>5</sub>	1,00E-27	9,95E-28
*C — Solid	8,91E-02	8,92E-02
*Mg inert	1,56E-01	1,56E-01
*Al inert*	1,42E-01	1,42E-01

Założenie braku wymiany ciepła między produktami detonacji i cząstkami dodatku powoduje podwyższenie temperatury i prężności gazowych produktów, co powinno skutkować wyższymi parametrami detonacji. W tabelach 20 i 21 przedstawiono wyniki obliczeń dla mieszaniny z NM przy założeniu nierównowagi termicznej w punkcie CJ.

TABELA 18

Wartości parametrów detonacji mieszaniny NM dla przypadku braku równowagi termicznej

Prędkość detonacji [m/s]	Prędkość masowa [m/s]	Wykładnik izentropy
6204	1593	2,9

TABELA 19

Obliczone parametry detonacji mieszaniny NM przy braku równowagi termicznej pomiędzy produktami detonacji a cząstkami stałymi

Ciśnienie [atm]	Objętość właściwa [cm <sup>3</sup> /g]	Temperatura produktów gazowych [K]	Temperatura dodatku [K]	Entalpia [cal/g]	Energia [cal/g]	Entropia [cal/K/g]	Objętość produktów gazowych [cm <sup>3</sup> /g]
113125	0,6407	3464,8	369,04	1662,5	-92,85	1,73	0,5785

W rzeczywistym procesie detonacji zewnętrzna warstwa w cząstkach dodatku zostanie w jakimś stopniu podgrzana przez produkty reakcji. Obliczenia wykonane przy założeniu równowagi termicznej lub jej braku pozwalają oszacować parametry detonacji mieszaniny wybuchowej odpowiednio „od dołu” i „od góry”. Ostatecznie wyniki obliczeń weryfikuje eksperyment.

## 11. Porównanie wyników obliczeń z danymi eksperymentalnymi

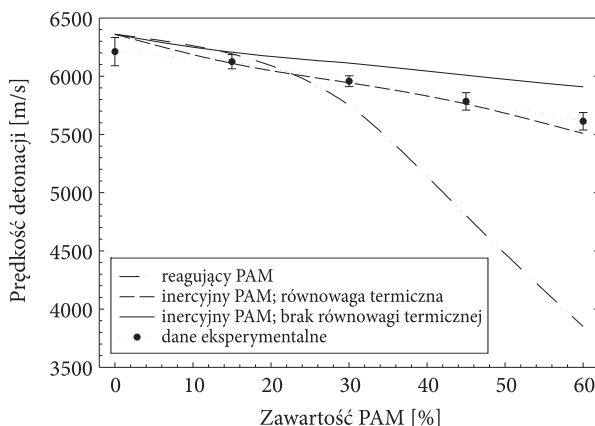
Nowe możliwości programu zademonstrowano, porównując wyniki obliczeń z danymi doświadczalnymi. W pracy [29] mierzono parametry detonacji oraz charakterystyki fal podmuchowych heterogenicznych, termobarycznych mieszanin wybuchowych. Ich głównymi składnikami były NM oraz stop magnezu z glinem PAM (Mg/Al ~50/50). Na podstawie zmierzonych parametrów detonacji oraz testu cylindrycznego próbowano określić model przemiany wybuchowej opisywanych mieszanin. W analizie teoretycznej założono następujące przypadki:

- przemianę składnika stałego (PAM) w strefie reakcji fali detonacyjnej (równowagę termiczną produktów detonacji),
- brak przemiany składnika stałego (inercyjność) w strefie reakcji fali detonacyjnej oraz równowagę termiczną tego składnika i produktów detonacji,

- brak przemiany składnika stałego (inercyjność) w strefie reakcji fali detonacyjnej oraz brak równowagi termicznej między tym składnikiem a produktami detonacji (podgrzanie składnika inercyjnego tylko poprzez sprężanie falą uderzeniową).

W ostatnim przypadku zastosowano model teoretyczny, w którym równanie stanu produktów uzyskano poprzez rozwinięcie energii wewnętrznej względem izentropy rozprężania JWL. Analiza danych doświadczalnych oraz wyniki obliczeń pozwoliły autorom pracy [29] wyciągnąć wniosek, że dodatek zachowuje się jak składnik obojętny chemicznie, a przepływ ciepła z produktów detonacji do cząstek dodatku w strefie reakcji chemicznej jest niewielki.

W niniejszej pracy wykonano obliczenia termochemiczne dla trzech wymienionych przypadków, wykorzystując program ZMWNI. Policzono prędkości detonacji i porównano z wartościami zmierzonymi. Zestawianie przedstawiono w postaci wykresów na rysunku 11.



Rys. 11. Porównanie eksperymentalnych prędkości detonacji mieszanin NM z PAM z prędkościami obliczonymi w programie ZMWNI dla przypadku reaktywnego dodatku, inercyjnego dodatku z równowagą termiczną w punkcie CJ oraz z nierównowagą termiczną

Interpretacja położenia krzywych na rysunku 11 jest bardzo trudna, ponieważ zmierzona prędkość detonacji czystego NM zagęszczanego (bez dodatku PAM) jest niższa o ok. 150 m od prędkości uzyskanej z obliczeń termochemicznych. Jeśli wziąć pod uwagę szybkość zmniejszania się prędkości detonacji ze wzrostem zawartości dodatku, to najbardziej zbliżona do eksperymentalnej jest krzywa otrzymana przy założeniu inercyjności cząstek PAM i braku wymiany ciepła między nimi i produktami detonacji. Fakt ten potwierdzałby wniosek wyciągnięty w pracy [29].

W pracy [30] przedstawiono wyniki testu cylindrycznego i testu wodnego dla kilku materiałów wybuchowych. Podczas pomiarów zarejestrowano za pomocą aparatury rentgenowskiej rozdzęcie miedzianego cylindra, rozpękanie cylindrycz-

nej warstwy wody oraz zmierzono prędkości detonacji badanych materiałów. Na podstawie danych doświadczalnych oszacowano ciśnienie i energię detonacji oraz wyznaczono współczynniki izentropy JWL. Dla wybranych z pracy [30] materiałów obliczono parametry detonacji, wyznaczono izentropy rozprężania i określono współczynniki równania JWL. Wybrane substancje opisano w tabeli 23.

TABELA 20

Zestawienie składów badanych materiałów wybuchowych

Symbol materiału	Kompozycja [% wag]
HMX <sub>fl</sub>	oktogen/wosk 96/4
RDX <sub>fl</sub>	heksogen/wosk 95/5
PETN <sub>fl</sub>	pentryt/Viton 95/5
TNT	trotyl 100
hexatol	trotyl/heksogen 50/50

Dla wybranych materiałów obliczono w programie ZMWNI parametry detonacji, wyznaczono równania JWL oraz energię detonacji. Charakterystyki detonacyjne obliczono za pomocą programu ZMWNI, wykorzystując małą bibliotekę produktów (BKWC) oraz dużą (BKWS). Porównanie uzyskanych wartości ciśnienia w punkcie CJ oraz prędkości detonacji przedstawiono w tabeli poniżej.

TABELA 21

Porównanie prędkości i ciśnienia detonacji określonych na podstawie testów cylindrycznego i wodnego w pracy [30] oraz obliczonych w programie ZMWNI dla biblioteki małej BKWC i dużej BKWS

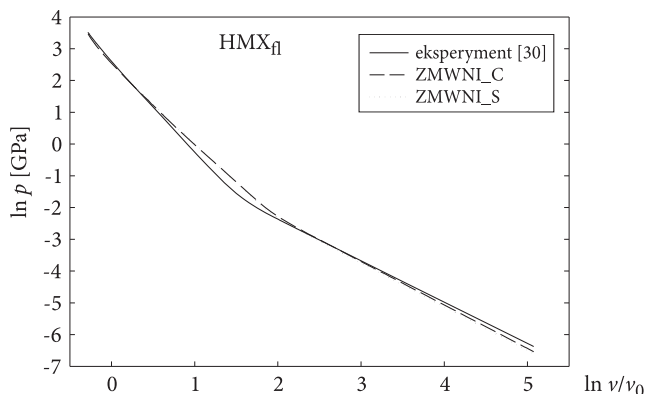
Materiał	$\rho_0$ [kg/m <sup>3</sup> ]	D [m/s]			$p_{C-J}$ [GPa]		
		Eksperyment [30]	BKWC	BKWS	Eksperyment [30]	BKWC	BKWS
HMX <sub>fl</sub>	1780	8730	8480	8844	33,5	31,4	32,3
RDX <sub>fl</sub>	1650	8390	8022	8307	28,4	26,1	27,2
PETN <sub>fl</sub>	1710	8080	8063	8186	27,5	27,1	27,6
TNT	1590	6910	6675	6989	18,4	17,6	18,8
hexatol	1640	7610	7550	7740	23,7	23,3	23,8

Z porównania danych zawartych w tabeli 21 wynika, że prędkości detonacji obliczone z wykorzystaniem dużej biblioteki BKWS są bliższe prędkościom zmierzonym. W przypadku RDX zauważamy, że prędkość eksperymentalna jest większa od teoretycznej. Niestety autorzy pracy [30] nie podali błędu pomiaru, który po-

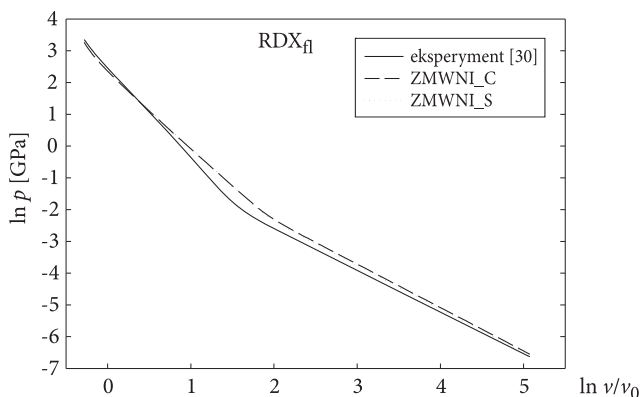
zwolili by na zweryfikowanie dokładności wyznaczenia tego parametru. Porównanie ciśnień detonacji również pokazuje większą zgodność z doświadczeniem wyników obliczeń dokonanych za pomocą biblioteki BKWS. Jednakże brak błędów pomiaru nie pozwala na dokładniejsze zweryfikowanie wartości podanych w pracy [30].

Porównanie równań JWL wyznaczonych w programie ZMWNI oraz eksperymentalnie przedstawiono w postaci wykresów.

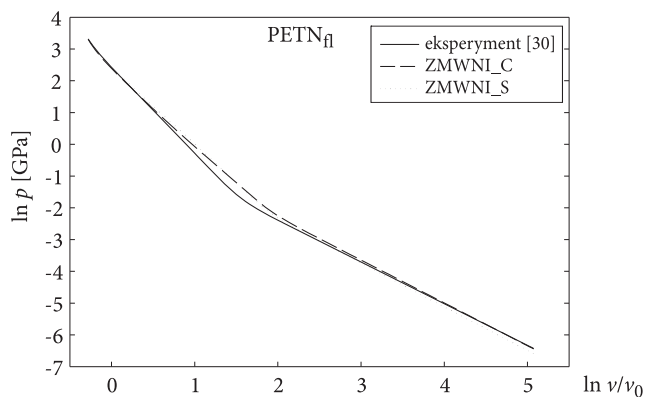
Z rysunków 12-16 wynika, że krzywe JWL wyznaczone za pomocą kodu ZMWNI pozostają w stosunkowo dobrej zgodności z krzywymi eksperymentalnymi uzyskanymi z testu cylindrycznego. Jedynie w przypadku TNT widać wyraźną rozbieżność krzywych dla dużych objętości. W pracy [30] wykonano dla każdego materiału tylko jeden strzał. Być może powtórzenie próby dla trotylu ułatwiłoby wyjaśnienie tej rozbieżności.



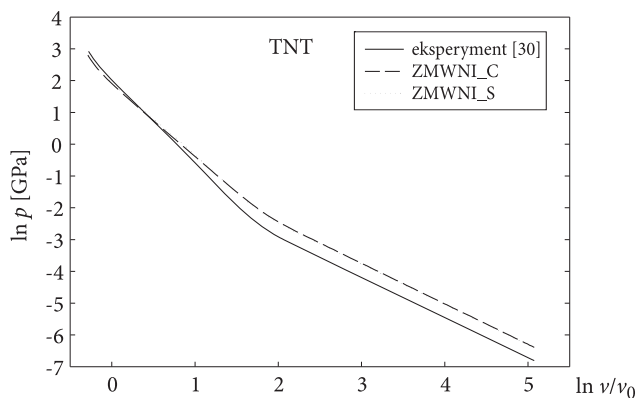
Rys. 12. Porównanie krzywych JWL dla  $\text{HMX}_{fl}$  wyznaczonych eksperymentalnie i za pomocą programu ZMWNI



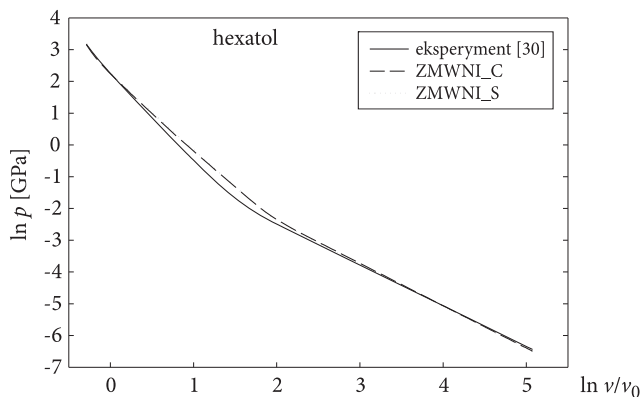
Rys. 13. Porównanie krzywych JWL dla  $\text{RDX}_{fl}$  wyznaczonych eksperymentalnie i za pomocą programu ZMWNI



Rys. 14. Porównanie krzywych JWL dla PETN<sub>f1</sub> wyznaczonych eksperymentalnie i za pomocą programu ZMWNI



Rys. 15. Porównanie krzywych JWL dla TNT wyznaczonych eksperymentalnie i za pomocą programu ZMWNI



Rys. 16. Porównanie krzywych JWL dla Hexatolu wyznaczonych eksperymentalnie i za pomocą programu ZMWNI

Porównano także energie detonacji obliczone z izentrop JWL wyznaczonych eksperymentalnie i uzyskanych z kodu ZMWNI (tabela 24): różnice między nimi wynoszą kilka procent. Dla porównania w tabeli umieszczono również wyniki pomiaru ciepła detonacji  $q$  w bombie kalorymetrycznej wypełnionej sprężonym argonem [31]. Z analizy danych przedstawionych w tabeli 24 wynika, że energia detonacji wyznaczona na podstawie rezultatów testu cylindrycznego jest bliższa kalorymetrycznemu ciepłu wybuchu niż energia uzyskana z obliczeń termochemicznych.

TABELA 22

Porównanie energii detonacji obliczonej z izentrop rozprężania JWL uzyskanych z testu cylindrycznego w pracy [30] ( $e_{01}$ ) i z obliczeń termochemicznych ( $e_{02}$ ) z kalorymetrycznym ciepłem wybuchu  $q$  [31]

Materiał	$e_{01}$ [kJ/kg]	$e_{02}$ [kJ/kg]	$\frac{e_{01} - e_{02}}{e_{01}}$ [%]	$q$ [kJ/kg]
HMX <sub>fl</sub>	5920	5682	4,20	5850
RDX <sub>fl</sub>	5450	5581	-2,35	5450
PETN <sub>fl</sub>	5550	5656	-1,88	-
TNT	4150	4422	-6,15	4050
hexatol	5010	5195	-3,58	4780

## 12. Podsumowanie

W pracy przedstawiono metodę obliczania stanu równowagowego reagujących, nieidealnych składników oraz sposoby wykorzystania tej metody do obliczania parametrów spalania, wybuchu i detonacji materiałów wybuchowych. Zaproponowano także procedury wyznaczania izentropy JWL oraz energii detonacji na podstawie wyników obliczeń termochemicznych. Oprócz metody obliczeń równowagowych omówiono sposób wykonania obliczeń nierównowagowych, w których zakłada się obojętność chemiczną jednego lub kilku ze składników mieszaniny oraz brak wymiany ciepła między składnikiem i produktami reakcji. Podjęto skuteczną próbę opracowania własnego programu obliczeniowego, który może być stosowany z powodzeniem do wykonywania numerycznych obliczeń termochemicznych z dziedziny spalania i detonacji. Program zweryfikowano przez porównanie wyników uzyskanych dla wybranych mieszanin wysokoenergetycznych z rezultatami obliczeń wykonanych za pomocą kodu opracowanego w Lawrence Livermore National Laboratory oraz z danymi doświadczalnymi.

Chociaż w wielu ośrodkach badawczych na świecie opracowano kody termochemiczne do obliczania parametrów spalania, wybuchu i detonacji skondensowanych materiałów i mieszanin wysokoenergetycznych, to dostęp do nich jest utrudniony. Ponadto jakakolwiek ingerencja w kod nie jest możliwa ze względu

na fakt, że są one udostępniane w postaci skompilowanej. Tymczasem pojawiły się normy europejskie, implementowane również w Polsce, w których zaleca się wyznaczanie parametrów wybuchu i spalania według procedur obliczeniowych wykorzystujących metody modelowania termodynamicznego. W normach tych proponuje się jednocześnie, aby aplikować te procedury w istniejących lub własnych kodach numerycznych. Prezentowany program umożliwia wykonanie obliczeń parametrów spalania, wybuchu i detonacji i jednocześnie może być dostosowany do konkretnych potrzeb wynikających z norm.

Praca naukowa finansowana ze środków na naukę w latach 2009-2010 jako projekt badawczy promotorski Nr O N204 011036.

Artykuł wpłynął do redakcji 24.11.2009 r. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano w lutym 2010 r.

#### LITERATURA

- [1] CH. J. MADER, *FORTRAN BKW: a code computing the detonation properties of explosives*, Los Alamos Science Laboratory, Report LA-3704, 1967.
- [2] R. CHERET, *The numerical study of the detonation products of an explosive substance*, French Commission of Atomic Energy, Report CEA-R-4122, 1971.
- [3] H. B. LEVIN, R. E. SHARPLES, *Operator's manual for RUBY*, Lawrence Livermore Laboratory, Report UCRL-6815, 1962.
- [4] M. COWPERTHWAIT, W. H. ZWISLER, *Tiger computer program documentation*, Stanford Research Institute, Publication Z106, 1973.
- [5] L. E. FRIED, *CHEETAH 1.39 User's Manual*, Lawrence Livermore National Laboratory, Manuscript UCRL-MA-117541, Rev. 3, 1996.
- [6] M. SUČESKA, *Calculation of the detonation properties of C-H-N-O explosives*, Propellants, Explosives, Pyrotechnics, 16, 1991, 197-202.
- [7] A. PAPLIŃSKI, *Równowagowe obliczenia termochemiczne z uwzględnieniem dużej ilości składników*, Biul. WAT, 42, 11, 1993, 123-143.
- [8] F. CENGİZ, B. NARIN, A. ULAS, *BARUT-X: a computer code for computing the steady-state detonation properties of condensed phase explosives*, 10th Seminar New Trends in Energetic Materials, Pardubice, 2007, 117-127.
- [9] S. GRYS, W. A. TRZCIŃSKI, *Termodynamiczne modelowanie procesów spalania i detonacji idealnych układów heterogenicznych, Cz. 1. Podstawy teoretyczne i przegląd modeli*, Biul. WAT, 58, 2, 2009, 251-274.
- [10] S. GRYS, W. A. TRZCIŃSKI, *Termodynamiczne modelowanie procesów spalania i detonacji idealnych układów heterogenicznych, Cz. 2. Aplikacja numeryczna*, Biul. WAT, 58, 2, 2009, 275-296.
- [11] E. L. LEE, H. C. HORNING, J. W. KURY, *Adiabatic expansion of high explosive detonation products*, Lawrence Livermore National Laboratory, Report UCRL-50422, 1968.
- [12] S. J. JACOBS, *Energy of detonation*, United States Naval Ordnance Laboratory, Report NAVORD-4366, 1956.
- [13] W. B. WHITE, S. M. JOHNSON, G. B. DANZIG, *Chemical equilibrium in complex mixtures*, J. Chem. Phys., 28, 1958, 751-755.

- [14] S. WIŚNIEWSKI, *Termodynamika techniczna*, Wydawnictwa Naukowo-Techniczne, Warszawa, 1980.
- [15] CH. MADER, *Numerical modeling of detonations*, University of California, Berkley, 1979.
- [16] M. FINGER et al., *The effect of elemental composition on the detonation behaviour of explosives*, Proceedings of the Sixth Symposium (International) on Detonation, White Oak, 1976.
- [17] P. C. SOUERS, J. W. KURY, *Comparison of cylinder data and code calculations for homogeneous explosives*, Propellants, Explosives, Pyrotechnics, 18, 1993, 175.
- [18] M. L. HOBBS, M. R. BAER, *Calibrating the BKW-EOS with a large product species data base and measured C-J properties*, Proceedings of the Tenth Symposium (International) on Detonation, Boston, 1994.
- [19] L. E. FRIED, P. C. SOUERS, *BKWC: An empirical BKW parametrization based on cylinder test data*, Propellants, Explosives, Pyrotechnics, 21, 1996, 215.
- [20] W. B. WHITE, S. M. JOHNSON, G. B. DANZIG, *Chemical equilibrium in complex mixtures*, J. Chem. Phys., 28, 1958, 751-755.
- [21] W. A. TRZCIŃSKI, *Application of a cylinder test for determining energetic characteristics of explosives*, Journal of Technical Physics, 42, 2, 2001, 165-179.
- [22] G. E. FORSYTHE, M. A. MALCOLM, C. B. MOLER, *Computer methods for mathematical computations*, Prentice Hall, New York, 1977.
- [23] P. A. PERSON, R. HORNBERG, J. LEE, *Rock blasting and explosive engineering*, Boca Raton, Florida, 1994.
- [24] F. A. BAUM, L. P. ORLENKO, K. P. STANJUKOVICH, V. P. CHELYSHEV, B. I. SHEKHTER, *Fizika vzryva*, Nauka, Moskva, 1975.
- [25] W. A. TRZCIŃSKI, S. CUDZIŁO, L. SZYMAŃCZYK, *Studies of detonation characteristics of aluminium enriched RDX compositions*, Propellants, Explosives, Pyrotechnics, 32(5), 2007, 392-400.
- [26] R. TRĘBIŃSKI, W. TRZCIŃSKI, E. WŁODARCZYK, *A method for estimating the pressure in a detonation wave of an explosive with an inert addition*, J. Techn. Phys., 28, 4, 1987.
- [27] R. TRĘBIŃSKI, *Teoretyczne podstawy projektowania układów wybuchowych do dynamicznej syntezy materiałów supertwardych*, WAT, Warszawa, 1992.
- [28] D. L. ORNELLAS, *Calorimetric determinations of the heat and products of detonation for explosives: October 1961 to April 1982*, Lawrence Livermore National Laboratory, Manuscript UCRL-52821, 1982.
- [29] W. A. TRZCIŃSKI, J. PASZULA, S. GRYS, *Detonation parameters and blast wave characteristics of nitromethane mixed with particles of aluminium-magnesium alloy*, NTREM, Pardubice, 2008.
- [30] S. CUDZIŁO, W. A. TRZCIŃSKI, W. A. TRZCIŃSKI, S. CUDZIŁO, *Characteristics of high explosives obtained from cylinder test data*, Chinese Journal of Energetic Materials, 14, 1, 2006, 1-7.
- [31] D. GAŁĘZOWSKI, W. A. TRZCIŃSKI, M. ŚWIWIRSKI, *Pomiar ciepła detonacji materiałów wybuchowych w bombie kalorymetrycznej wypełnionej gazem obojętnym*, Biul. WAT, 54, 2-3, 2005, 83-94.

S. GRYS, W. A. TRZCIŃSKI

### Thermodynamic modelling of processes of combustion, explosion, and detonation of non-ideal high energetic systems

**Abstract.** In this work, the thermodynamic method is presented of resolve of the equilibrium state of a reactive non-ideal heterogeneous system. The ways are described of application of the method for determination of parameters of combustion, explosion and detonation of high energetic materials.

The code called ZMWNI is presented which is numerical application of the method. The main algorithm of the code and means of its use are described. Results of calculations by the use of ZMWNI and CHEETACH codes are compared. Equilibrium calculations of parameters of combustion, explosion and detonation for some explosives are performed as well as isentropes of products expansion and detonation energy are estimated. Chemical inertness of a one of components of explosive mixture as well nonappearance of heat exchange between the component and the detonation products are assumed in the non-equilibrium calculations. At the end, some calculated detonation characteristics are compared with experimental data.

**Keywords:** high-energy materials, combustion, explosion, detonation, thermochemical codes

**Universal Decimal Classification:** 662.1/.4



## Badania procesów wtrysku i spalania paliwa rzepakowego w silniku o zapłonie samoczynnym

JERZY WALENTYNOWICZ

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechaniczny,  
Instytut Pojazdów Mechanicznych i Transportu, 00-908 Warszawa, ul. S. Kaliskiego 2

**Streszczenie.** Celem pracy było zbadanie wpływu podstawowych właściwości paliwa rzepakowego (estru metyloвого oleju rzepakowego) na przebieg procesów wtrysku i spalania tego paliwa. Badania wykonano na stanowisku z indykátorem wtrysku paliwa i na stanowisku dynamometrycznym z silnikiem badawczym. Stwierdzono, że zastosowanie paliwa rzepakowego powoduje wcześniejszy przebieg wtryskiwania paliwa do komory indykatora. Podczas zastosowania paliwa do zasilania silnika badawczego potwierdzono również nieco wcześniejszy wtrysk paliwa rzepakowego do komory spalania silnika. Stwierdzono także istotny wpływ tego paliwa na proces samozapłonu i spalania. Okres zwłoki samozapłonu paliwa rzepakowego ulega skróceniu w porównaniu z olejem napędowym, a skrócenie tego okresu wzrastało jednocześnie ze wzrostem prędkości obrotowej silnika. Ponadto wyższe jest ciśnienie oleju rzepakowego w przewodzie wtryskowym silnika, a także niższe maksymalne ciśnienia spalania tego paliwa. Zmiany te nie wpływają istotnie na pracę silnika, a samo paliwo może być stosowane jako paliwo zastępcze do silnika o zapłonie samoczynnym z klasycznym układem wtryskowym.

**Słowa kluczowe:** silnik o zapłonie samoczynnym, paliwo rzepakowe, procesy wtrysku i spalania  
**Symbole UKD:** 621.43

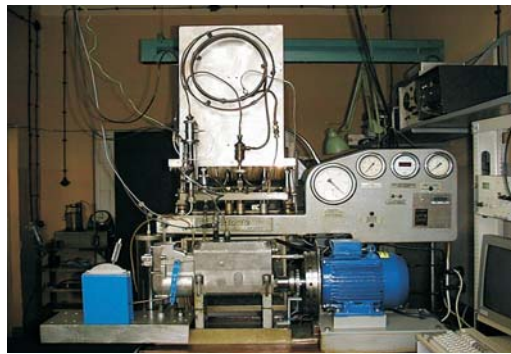
### 1. Wprowadzenie

Paliwo rzepakowe charakteryzuje się szeregiem parametrów, które wpływają na proces jego wtrysku i spalania. W porównaniu z olejem napędowym większa jest jego gęstość i lepkość kinematyczna, ma także większy indeks cetanowy. Początek destylacji zachodzi w temperaturze dużo wyższej niż początek destylacji oleju napędowego, a tym samym jest to paliwo o mniejszej lotności. Dlatego w celu rozpoznania zjawisk, które istotnie wpływają na proces przygotowania paliwa do spalania, a następnie na samo spalanie, przeprowadzono cykl badań procesów

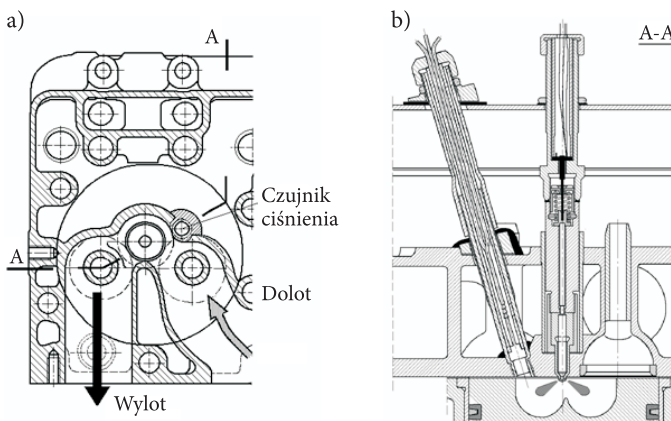
wtrysku paliwa oraz jego samozapłonu i spalania w silniku. Stosowanym paliwem rzepakowym był ester metylowy oleju rzepakowego.

## 2. Obiekt badań

Obiektem badań był układ wtryskowy z rzędową pompą wtryskową zamontowany na stole probierczym z indykatorem wtrysku paliwa (rys. 1). W indykatorze tym wykorzystano metodę wtrysku paliwa do długiego przewodu z regulowanym przeciwcisnieniem. Analizę spalania paliwa rzepakowego przeprowadzono na stanowisku z silnikiem SB.3.1. przystosowanym do pomiarów szybkozmiennego ciśnienia w przewodzie wtryskowym i komorze spalania (rys. 2). Podobne rozwiązanie mocowania czujników ciśnienia i wzniosu iglicy zastosowano w silniku pełnogabarytowym.



Rys. 1. Widok stanowiska z indykatorem wtrysku paliwa

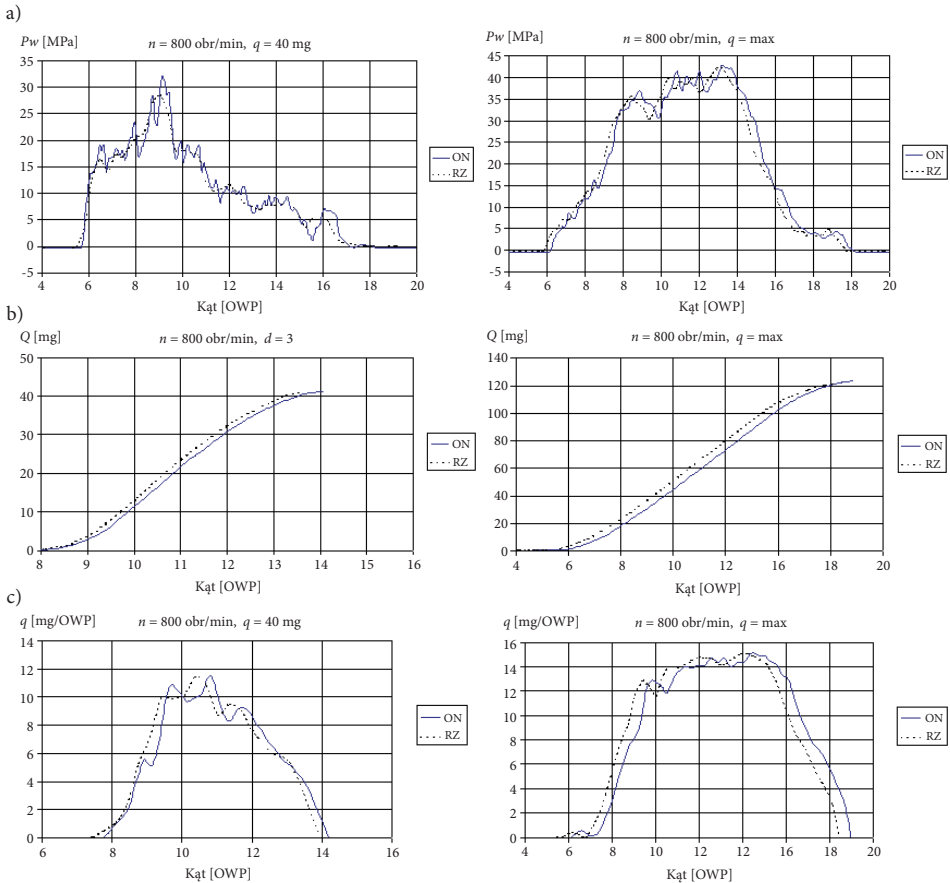


Rys. 2. Mocowanie czujnika ciśnienia spalania i wzniosu iglicy w silniku SB.3.1: a) położenie czujnika ciśnienia względem kanałów w głowicy; b) rozmieszczenie czujnika ciśnienia spalania i czujnika wzniosu iglicy

### 3. Charakterystyki wtryskiwania paliwa rzepakowego i oleju napędowego

Charakterystyki wtryskiwania paliwa rzepakowego (RZ) wyznaczono na stanowisku badawczym z indykatoem wtrysku i porównano je z charakterystykami wtryskiwania oleju napędowego (ON). Podczas wszystkich badań stosowano ten sam rozpylacz paliwa, wybrany po badaniach na stanowisku przepływowym.

Z porównania charakterystyk wyznaczonych za pomocą indykatora wtrysku paliwa wynika, że nie ma dużej różnicy w przebiegu wtryskiwania porównywanych paliw, aczkolwiek można zauważyć pewne cechy charakterystyczne, powtarzające się na wszystkich charakterystykach. Dlatego przedstawiono tylko charakterystyki



Rys. 3. Charakterystyki wtryskiwania paliwa rzepakowego i oleju napędowego dla dawki 40 mg oraz dawki maksymalnej: a) przebiegi ciśnienia przed wtryskiwaczem; b) różniczkowe charakterystyki wtrysku; c) całkowite charakterystyki wtrysku paliw

przy prędkości wałka pompy 800 obr/min, co w przybliżeniu odpowiada prędkości obrotowej silnika rozwijającego maksymalny moment obrotowy.

Przebiegi ciśnienia w przewodzie wtryskowym są bardzo zbliżone, chociaż zmiany ciśnienia paliwa rzepakowego w przewodzie wtryskowym są bardziej wygładzone, a ponadto ciśnienie narasta z wyprzedzeniem w stosunku do narastania ciśnienia oleju napędowego (rys. 3). Jest to szczególnie wyraźnie widoczne przy dużej prędkości obrotowej wałka pompy wtryskowej i małych wartościach dawki paliwa. Maksymalne wartości ciśnienia obu paliw w przewodzie wtryskowym nie różnią się istotnie, jednak przy wyższych wartościach prędkości obrotowej nieco większe jest maksymalne ciśnienie oleju napędowego.

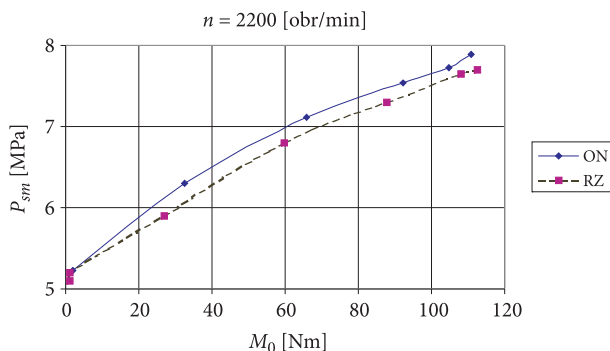
Przebiegi ciśnienia zarejestrowane z indykatora wtrysku paliwa, świadczące o masowym natężeniu wtryskiwanego paliwa pokazują, że początek wtrysku paliwa rzepakowego rozpoczyna się nieco szybciej w porównaniu z olejem napędowym, a także szybciej się kończy. Jedną z podstawowych przyczyn wcześniejszego zakończenia wtrysku paliwa rzepakowego jest różnica gęstości porównywanych paliw, która powoduje większą prędkość fali w przewodzie wtryskowym, przy jednoczesnym niewielkim zmniejszeniu objętości dawki paliwa ze względu na ustawianie jednakowych masowych dawek paliwa.

#### **4. Wpływ paliwa rzepakowego na parametry pojedynczego obiegu silnika**

Podczas badania procesu spalania na silniku SB.3.1 rejestrowano przebiegi ciśnienia w przewodzie wtryskowym i komorze spalania oraz wzniosu iglicy wtryskiwacza. Rejestrowano przebiegi parametrów spalania podczas kilkudziesięciu obiegów pracy silnika, a następnie wybierano kilka kolejnych obiegów (5-7), na podstawie których wyznaczono najbardziej charakterystyczne parametry procesu wtrysku paliwa i jego spalania. W artykule przedstawiono wybrane przebiegi parametrów wtrysku i spalania paliwa dla prędkości obrotowej 1600 i 2200 obr/min.

Maksymalne ciśnienie spalania jest zdecydowanie mniejsze podczas zasilania silnika paliwem rzepakowym (rys. 4). Przy prędkości 1000 i 1600 obr/min różnice maksymalnego ciśnienia spalania są małe i wynoszą średnio 0,1-0,2 MPa. Przy dużej prędkości obrotowej zmniejszenie maksymalnego ciśnienia spalania paliwa rzepakowego jest większe o ok. 0,3 MPa (rys. 4). Z niewielkimi zmianami różnice utrzymują się w całym zakresie obciążenia silnika. Powodem takiego wzrostu ciśnienia spalania jest wcześniejszy samozapłon paliwa rzepakowego w komorze spalania silnika, opisany w dalszej części rozdziału.

Porównując maksymalne ciśnienie paliwa w przewodzie wtryskowym przed wtryskiwaczem, można zauważyć istotny wpływ prędkości obrotowej silnika na różnice i wartości tego ciśnienia. Przy zasilaniu silnika pracującego z małą prędkością obrotową



Rys. 4. Zmiany maksymalnego ciśnienia spalania w funkcji obciążenia silnika ( $n = 2200$  obr/min)

ciśnienie w przewodzie wtryskowym różni się niewiele. W miarę wzrostu prędkości obrotowej ciśnienie paliwa rzepakowego wzrasta szybciej niż ciśnienie oleju napędowego i przy prędkości 2200 obr/min ciśnienie paliwa rzepakowego jest wyższe o około 3-4 MPa od ciśnienia oleju napędowego (rys. 5). Przyczyną takich zmian jest różnica gęstości paliwa, decydująca o dławieniu przepływu cieczy przez otworki rozpylaczy i zwiększonym ciśnieniu spiętrzenia przed wtryskiwaczem.

Z porównania zmierzonego ciśnienia resztkowego w przewodzie wtryskowym silnika zasilanego paliwem rzepakowym wynika, że jest ono mniejsze średnio o około 1-1,2 MPa.

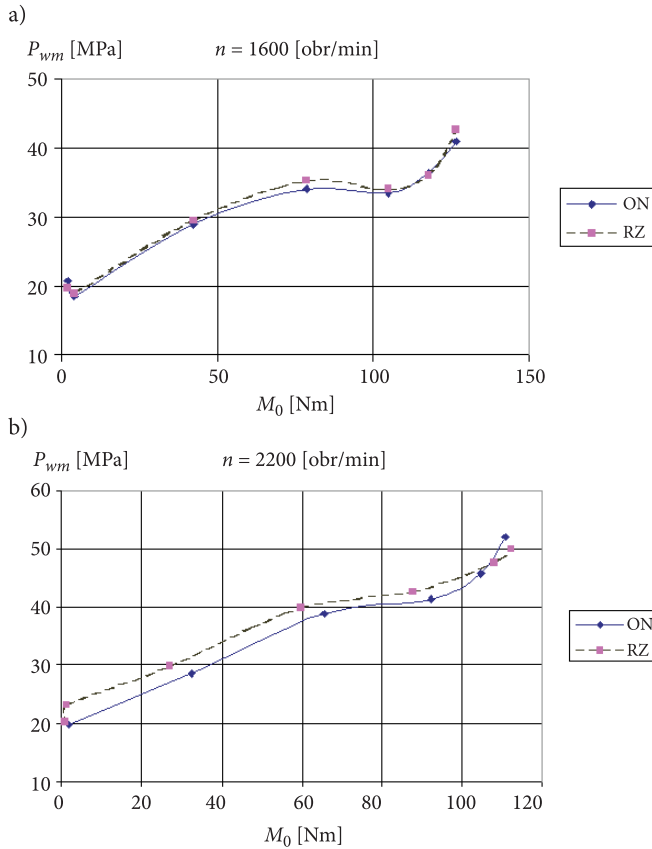
Wartości kątów wyprzedzenia: tłoczenia paliwa, wtrysku paliwa do cylindra oraz spalania paliwa przedstawiono na rysunku 6.

Kąt początku tłoczenia paliwa mierzono na podstawie przebiegu ciśnienia za króćcem pompy wtryskowej, natomiast za początek wtrysku paliwa do komory spalania przyjęto początek wzniosu iglicy rozpylacza. Początkiem spalania aktywnego była chwila rozdzielenia krzywej ciśnienia sprężania i ciśnienia spalania, którą można było łatwo określić po zróżniczkowaniu przebiegu ciśnienia w komorze spalania.

Z wykresów przedstawionych na rysunku 6 widoczny jest istotny wpływ prędkości obrotowej silnika na kąt początku tłoczenia paliwa, przy czym widoczne jest zarówno wcześniejsze tłoczenie paliwa rzepakowego w porównaniu z olejem napędowym jak również wcześniejszy wtrysk tego paliwa do komory spalania. Dla paliwa rzepakowego procesy te zaczynają się wcześniej o około 1-2°OWK.

Wzrost prędkości obrotowej silnika powoduje istotne opóźnienie tych procesów mierzone w jednostkach kąta obrotu wału korbowego, natomiast ze wzrostem obciążenia silnika rosną wartości zarówno kąta wyprzedzenia tłoczenia paliwa, jak również kąta początku wtrysku. Jest to szczególnie widoczne przy największej prędkości obrotowej silnika.

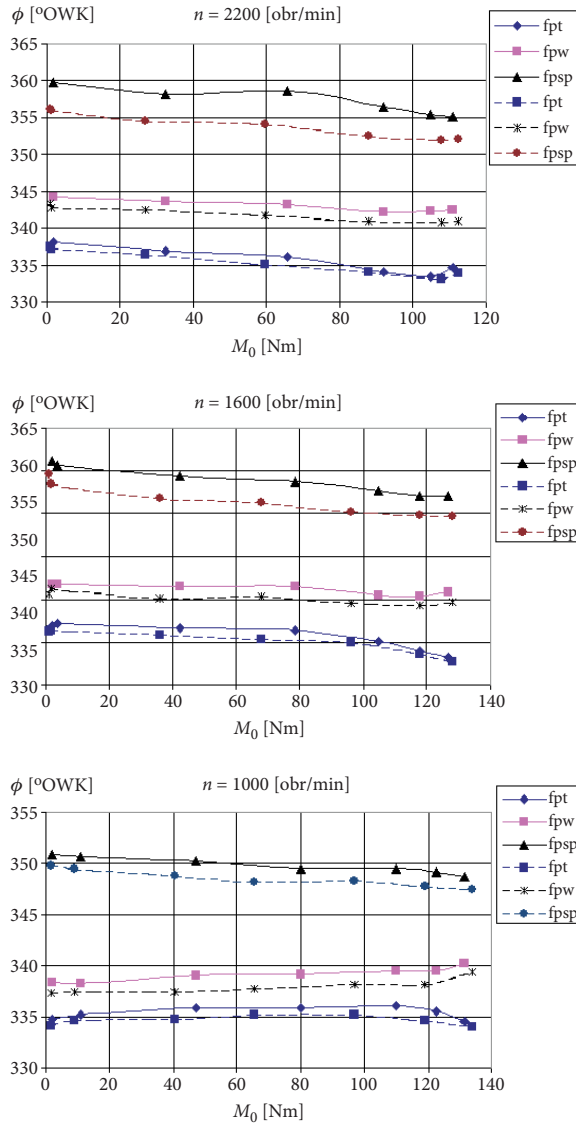
Zastosowanie oleju rzepakowego powoduje istotne skrócenie okresu zwłoki samozapłonu w porównaniu z olejem napędowym, którego miarą jest kąt między



Rys. 5. Wpływ obciążenia silnika na maksymalne ciśnienie paliwa w przewodzie wtryskowym:  
 a)  $n = 1600$  obr/min; b)  $n = 2200$  obr/min

początkiem wtrysku paliwa i początkiem spalania aktywnego (rys. 7). Przy prędkości obrotowej 1000 obr/min okres zwłoki samozapłonu paliwa rzepakowego i oleju napędowego jest porównywalny. Jednak w miarę wzrostu obciążenia i prędkości obrotowej silnika, a tym samym wzrostu temperatury w komorze spalania istotnie skraca się okres zwłoki samozapłonu. Wzrost obciążenia od minimalnego do maksymalnego przy tej prędkości obrotowej powoduje skrócenie okresu zwłoki samozapłonu obu paliw o blisko  $4^\circ\text{OWK}$ . Przy większej prędkości obrotowej okres zwłoki samozapłonu paliwa rzepakowego jest krótszy średnio o około  $1,5^\circ\text{OWK}$  przy prędkości obrotowej 1600 obr/min i o około  $3^\circ\text{OWK}$  przy prędkości obrotowej 2200 obr/min. Jednocześnie mniejszy jest wpływ wzrostu obciążenia silnika na okres zwłoki samozapłonu, spowodowany większą prędkością obrotową silnika.

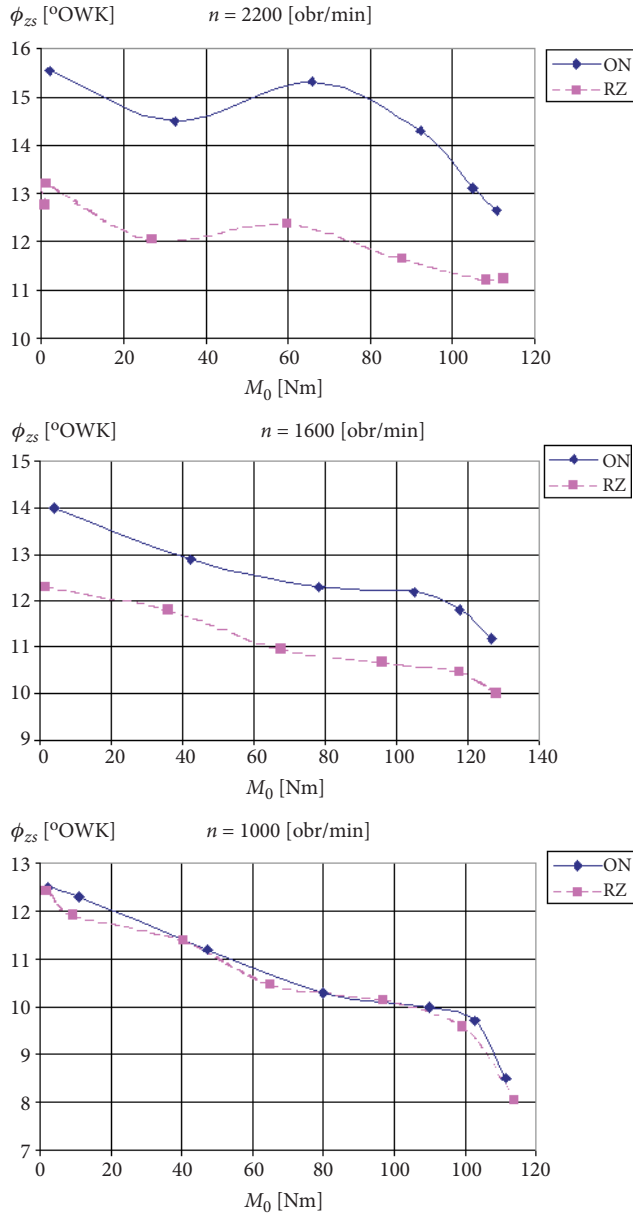
Zaobserwowane zmiany procesów wtrysku i spalania paliwa potwierdzają rozwinięte wykresy indykatorowe. Wybrane przebiegi ciśnienia w przewodzie



Rys. 6. Wartości kątów początku tłoczenia ( $f_{pt}$ ), wtrysku ( $f_{pw}$ ) i spalania ( $f_{psp}$ ) oleju napędowego (linia ciągła) i paliwa rzepakowego (linia przerywana) dla prędkości obrotowej silnika: 1000 obr/min, 1600 obr/min oraz 2200 obr/min

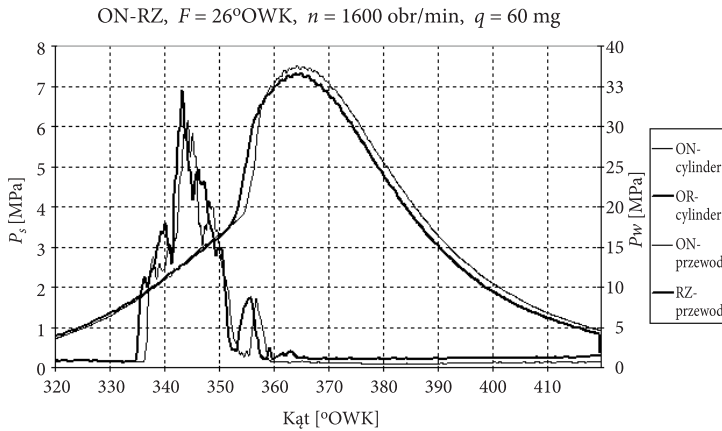
wtryskowym i komorze spalania silnika zasilanego paliwem rzepakowym (linia pogrubiona) i olejem napędowym (linia cienka) przy prędkości obrotowej silnika 1600 obr/min i średniej dawce paliwa przedstawiono na rysunku 8.

Na wykresach tych widoczny jest wcześniejszy wzrost ciśnienia paliwa rzepakowego rejestrowany przez czujnik umieszczony przed wtryskiwaczem paliwa. Wyższe



Rys. 7. Zmiany kąta zwłoki samozapłonu oleju napędowego (ON) i paliwa rzepakowego (RZ) przy prędkości obrotowej silnika 1000 obr/min, 1600 obr/min i 2200 obr/min

jest również maksymalne ciśnienie wtrysku paliwa rzepakowego. Charakter przebiegu ciśnienia paliwa rzepakowego i oleju napędowego jest zbliżony, aczkolwiek można zauważyć, że przy zasilaniu silnika paliwem rzepakowym nieco większa jest często-



Rys. 8. Porównanie przebiegów ciśnienia w cylindrze i przewodzie wtryskowym silnika zasilanego olejem napędowym i paliwem rzepakowym przy  $n = 1600$  obr/min: a)  $q = 20$  mg, b)  $q = 60$  mg, c)  $q = 100$  mg

tliwość pulsacji ciśnienia. Może to być wynikiem większej gęstości tego paliwa, a tym samym większej prędkości fali ciśnienia wewnątrz przewodu wtryskowego.

Spalanie paliwa rzepakowego rozpoczyna się wcześniej w porównaniu z olejem napędowym, lecz niższa jest maksymalna wartość tego ciśnienia. Prędkość narastania ciśnienia spalania oleju rzepakowego jest także nieco mniejsza od prędkości narastania ciśnienia spalania oleju napędowego.

## 5. Podsumowanie

Badania wykonane na stole probierczym z indykatorem wtrysku paliwa oraz na stanowisku dynamometrycznym z silnikiem przystosowanym do indykowania komory spalania pozwoliły na dokładniejsze rozpoznanie procesów zachodzących podczas pracy silnika zasilanego estrami metylowymi oleju rzepakowego oraz porównanie ich z wynikami pomiarów przy zasilaniu olejem napędowym.

Ogólnie można stwierdzić, że zmiana oleju napędowego na paliwo rzepakowe powoduje:

- niewielkie przyspieszenie początku tłoczenia oraz początku wtryskiwania o około  $1-2^\circ\text{OWK}$  bardziej gęstego paliwa rzepakowego przez rozpylacz silnika, obserwowane zarówno na stole probierczym jak również na stanowisku dynamometrycznym,
- zdecydowanie krótszy okres zwłoki samozapłonu paliwa rzepakowego, szczególnie przy większej prędkości obrotowej (od  $1,5^\circ\text{OWK}$  przy  $n = 1600$  obr/min do  $3^\circ\text{OWK}$  przy prędkości maksymalnej) i pomijalne różnice okresu zwłoki samozapłonu przy najmniejszej prędkości obrotowej silnika,

- c) zwiększenie ciśnienia paliwa w przewodzie wtryskowym i obniżenie ciśnienia spalania paliwa rzepakowego w silniku.

Artykuł wpłynął do redakcji 20.07.2009 r. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano w październiku 2009 r.

Pracę wykonano w ramach projektu badawczego 0 T00A 017 13 finansowanego przez KBN.

#### LITERATURA

- [1] A. K. BABU, G. DEVARADJANE, *Vegetable Oils And Their Derivatives As Fuels For CI Engines: An Overview*, SAE Paper, 2003-01-0767.
- [2] G. HYUN, M. OGUMA, S. GOTO, *Spray and Exhaust Emission Characteristics of a Biodiesel Engine Operating with the Blend of Plant Oil and DME*, SAE Paper, 2002-01-0864.
- [3] E. KINOSHITA, K. HAMASAKI, H. TAJIMA, Z. RU KUN, *Diesel Combustion Characteristics of Coconut Oil and Palm Oil Biodiesels*, SAE Paper, 2006-01-3251.
- [4] S. MACHAŁA, J. WALENTYNOWICZ, *Stanowisko i badania wstępne niepewtarzalności oraz nierównomierności spalania w turbodoładowanym silniku o zapłonie samoczynnym*, Biul. WAT, 4, 1996.
- [5] Z. ORZECHOWSKI, J. PRYWER, *Rozpylanie cieczy w urządzeniach energetycznych*, WNT, Warszawa, 1994.
- [6] A. SENATORE, M. CARDONE, V. ROCCO, M. V. PRATI, *A Comparative Analysis of Combustion Process in D. I. Diesel Engine Fueled with Biodiesel and Diesel Fuel*, SAE Paper, 2000-01-0691.
- [7] J. WALENTYNOWICZ, *Wyznaczanie przepływowych charakterystyk rozpylaczy silników o zapłonie samoczynnym*, Biul. WAT, 4, 1996.

#### J. WALENTYNOWICZ

##### **Investigation of injection and combustion processes in diesel engine supply rapeseed fuel**

**Abstract.** Investigations of influences of the basic proprieties of the rapeseed fuel (methyl ester of rapeseed oil) on the injection process and fuel combustion were the main goals of the presented results of research work. Tests were performed on the test stand equipped with the injection indicator and on the dynamometer test stand with research engine. It was affirmed that application of the rapeseed fuel caused the earlier course of the rapeseed fuel injection to the indicator's chamber. The earlier injection of the rapeseed fuel was confirmed during investigation of research engine. The essential influence of this fuel on the self-ignition and combustion processes has been confirmed. Delay period of the self ignition rapeseed fuel is shorter in comparison with diesel fuel and this shortening is stronger for simultaneous increase in the engine speed. Moreover, the pressure of the rapeseed fuel is higher in the injection pipeline, and also the lower is maximum combustion pressures of this fuel. These changes do not influence significantly on work parameters, and the fuel itself can be applied as the replacing fuel to the diesel engine equipped with classic injection system.

**Keywords:** diesel engine, rapeseed oil, injection and combustion processes

**Universal Decimal Classification:** 621.43



## Badania eksperymentalne papieru filtracyjnego do dwustopniowego filtra powietrza silnika pojazdu specjalnego

TADEUSZ DZIUBAK

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechaniczny,  
Instytut Pojazdów Mechanicznych i Transportu, 00-908 Warszawa, ul. S. Kaliskiego 2

**Streszczenie.** Omówiono warunki pracy dwustopniowego systemu filtracji powietrza wlotowego silnika. Przedstawiono właściwości materiałów filtracyjnych stosowanych na przegrody porowate filtrów powietrza pojazdów. Pokazano właściwości filtracyjne monocyklonów i multicyklonów. Omówiono zasady usuwania pyłu z osadnika multicyklonu. Przedstawiono metodykę badań papieru filtracyjnego pracującego w systemie cyklon–przegroda porowata. Określono skład frakcyjny pyłu w powietrzu przed i za cyklonem. Przedstawiono wyniki badań charakterystyk skuteczności i dokładności filtracji oraz oporów przepływu papieru filtracyjnego w funkcji współczynnika chłonności pyłu  $k_m$ . Wykazano wpływ składu frakcyjnego pyłu na zmiany chłonności papieru filtracyjnego.

**Słowa kluczowe:** silniki spalinowe, dwustopniowy filtr powietrza, charakterystyki filtra, papier filtracyjny

**Symbole UKD:** 621.43

### 1. Wstęp

Zapewnienie odpowiedniej czystości powietrza wlotowego do silników pojazdów eksploatowanych w warunkach dużego (ponad  $1 \text{ g/m}^3$ ) zapylenia powietrza oraz długich przebiegów pojazdów limitowanych osiągnięciem oporu dopuszczalnego  $\Delta p_{\text{dop}}$  pozostaje nadal ważnym problemem eksploatacyjnym i konstrukcyjnym. Problem ten dotyczy głównie pojazdów specjalnych, a w tym wojskowych: czołgów, bojowych wozów piechoty, dział samobieżnych, samochodów ciężarowych i specjalnych.

Projektowanie filtra powietrza to przede wszystkim problem doboru takiej powierzchni papieru filtracyjnego  $F_C$ , aby przy maksymalnym zapotrzebowaniu

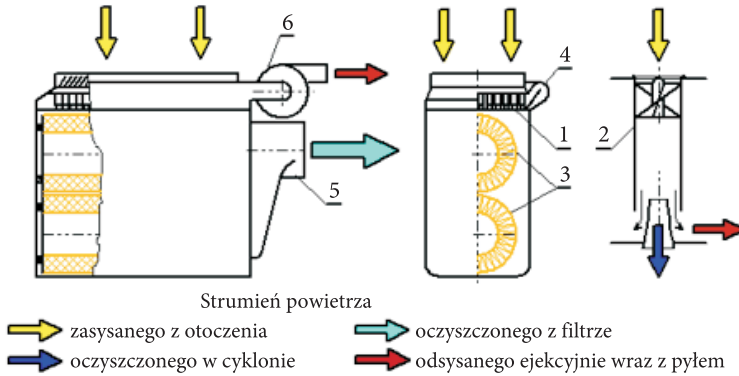
powietrza przez silnik  $Q_{Silmax}$ , prędkość przepływu powietrza przez papier filtracyjny nie przekroczyła dopuszczalnej prędkości filtracji  $v_{Fdop} = 0,03 \div 0,06$  m/s [1, 10, 17]. Przebieg pojazdu do chwili wykonania obsługiwanego (wymiany wkładu filtracyjnego) przy określonym, z warunku spadku mocy, oporze dopuszczalnym  $\Delta p_{dop}$  jest wynikiem warunków eksploatacji (masy pyłu zassanego wraz z powietrzem) i chłonności jednostkowej  $k_m$  zastosowanego papieru filtracyjnego.

Chłonność jednostkowa papierów filtracyjnych dla pyłów o standardowym składzie frakcyjnym ( $d_z < 80$   $\mu\text{m}$ ), jaki trafia wraz z powietrzem na wkład filtru jednostopniowego jest znana i wynosi  $k_m = 190 \div 220$  g/m<sup>2</sup> [4, 10]. W filtrze dwustopniowym pracującym w systemie „odpylacz bezwładnościowy–przegroda porowata” na wkład filtracyjny dostaje się pył o znacznie mniejszych rozmiarach ziaren (do  $d_z = 15 \div 25$   $\mu\text{m}$ ), którego skład frakcyjny został zmieniony w multicyklonie lub monocyklonie [1, 8, 9, 13]. Z badań eksperymentalnych przegród filtracyjnych wynika, że wraz ze zmniejszaniem się rozmiaru ziaren pyłu trafiającego na papier filtracyjny jego jednostkowa chłonność obniża się, co uwidacznia się gwałtownym wzrostem oporów przepływu warstwy filtracyjnej [7, 12]. Zatem zmniejsza się czas pracy całego filtru powietrza oraz przebieg pojazdu do chwili osiągnięcia wartości  $\Delta p_{fdop}$ .

W dostępnej literaturze brakuje danych chłonności papierów filtracyjnych dla pyłów o składzie frakcyjnym innym niż standardowy. Znajomość tych charakterystyk jest niezbędna do właściwego doboru papieru filtracyjnego na II stopień filtracji powietrza. Dlatego też wskazane jest prowadzenie takich badań.

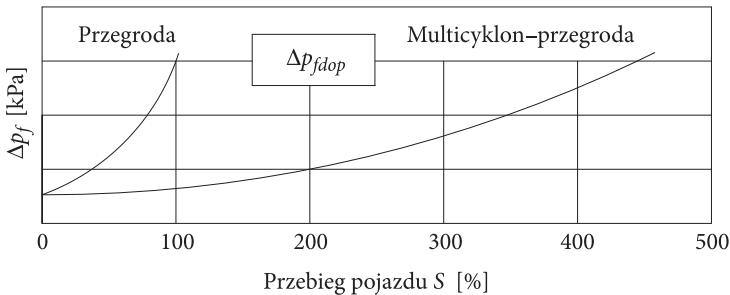
## 2. Filtracja powietrza w filtrze dwustopniowym

Pojazdy terenowe, w tym szczególnie wojskowe pojazdy mechaniczne, eksploatowane są po bezdrożach i na terenie piaszczystym, gdzie zapylenie powietrza jest szczególnie duże i często przekracza wartość 1 g/m<sup>3</sup>. Pojazdy te wyposażone są z reguły w silniki o ZS dużej mocy i dużym (na przykład czołg T-72 — 3300 m<sup>3</sup>/h) zapotrzebowaniu powietrza. Do silnika pojazdu gaśnicowego T-72 eksploatowanego ze średnią prędkością  $v = 20$  km/h po drogach poligonowych o stężeniu zapylenia  $s = 1$  g/m<sup>3</sup> dostaje się wraz z powietrzem w ciągu 1000 km przebiegu ponad 170 kg pyłu [7, 9]. Odseparowanie ze strumienia powietrza (z odpowiednio dużą skutecznością oraz dokładnością) tak znacznej masy jest poważnym problemem konstrukcyjnym i eksploatacyjnym. Z tego względu pojazdy eksploatowane w warunkach dużego stężenia zapylenia powietrza wyposaża się w filtry dwustopniowe, gdzie pierwszym stopniem oczyszczania jest odpylacz bezwładnościowy (multicyklon lub monocyklon), a drugim ustawiona szeregowo za nim przegroda porowata najczęściej w postaci cylindrycznego wkładu lub kilku wkładów ustawionych względem siebie równolegle (rys. 1).



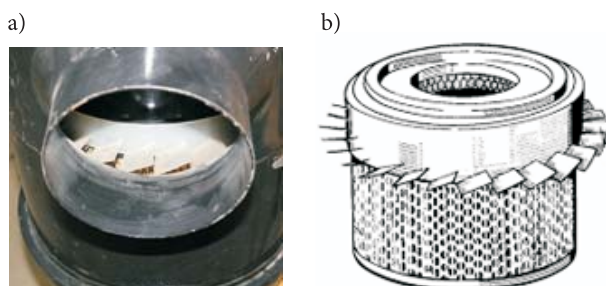
Rys. 1. Filtr powietrza czołgu Leopard 2: 1 — multicyklon; 2 — cyklon przelotowy; 3 — cylindryczne wkłady filtracyjne; 4 — osadnik pyłu; 5 — króciec wylotu czystego powietrza; 6 — wentylator układu odsysania pyłu

Sensowność stosowania filtrów dwustopniowych polega na wstępnym odseparowaniu w odpylaczu bezwładnościowym ziaren pyłu o większej masie i „pozostawieniu” w strumieniu powietrza ziaren pyłu o mniejszych rozmiarach i masie oraz odfiltrowaniu w przegrodowym (najczęściej z wkładem papierowym o odpowiednio dobranej powierzchni) filtrze powietrza mniejszych ziaren, co wydłuża (rys. 2) czas użytkowania systemu filtracji powietrza w silniku do osiągnięcia dopuszczalnej wartości oporu przepływu filtru powietrza  $\Delta p_{fdop}$ .



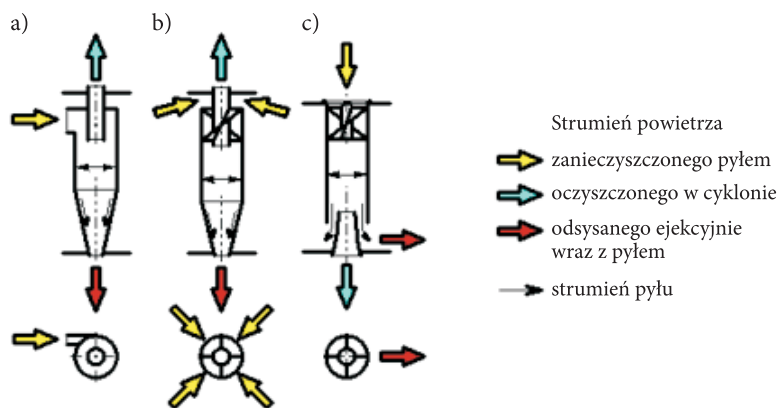
Rys. 2. Zmiana oporu przepływu jednostopniowego (przegrodowego) i dwustopniowego (multicyklon-przegroda) filtru powietrza w zależności od przebiegu pojazdu S

Stosowany jako pierwszy stopień filtracji powietrza monocyklon (rys. 3) jest zespołem łopatek zamocowanych obwodowo wewnątrz obudowy filtra lub na zewnętrznej ścianie wkładu filtracyjnego (rys. 3). Ma on na celu zawrócanie strumienia powietrza wlotowego i nadanie siły bezwładności ziarnom pyłu, w wyniku czego następuje zmiana ich kierunku ruchu i wytrącenie z powietrza. Monocyklony charakteryzują się skutecznością odpylania  $\varphi = 50 \div 70\%$  i dokładnością  $d_z = 40 \div 50 \mu\text{m}$  [1].



Rys. 3. Monocyklon: a) zamocowany do obudowy filtra powietrza; b) stanowiący całość z wkładem filtracyjnym

Multicyklon jest to zespół kilku, kilkudziesięciu, a nawet kilkuset cyklonów o średnicach wewnętrznych nieprzekraczających  $D = 40$  mm, nazywanych też minicyklonami, rozmieszczonych obok siebie (połączenie równoległe) lub jeden za drugim (połączenie szeregowe). Łączenie cyklonów w multicyklon może być wykonane z cyklonów zwrotnych z wlotem stycznym i osiowym, jak i cyklonów przelotowych (rys. 4).



Rys. 4. Rodzaje cyklonów: a) zwrotny z wlotem stycznym; b) zwrotny z wlotem osiowym; c) przelotowy

Do filtracji powietrza wlotowego silników pojazdów eksploatowanych w warunkach dużego zapylenia powietrza znalazły zastosowanie multicyklony o połączeniu równoległym cyklonów, charakteryzujące się:

1. zdolnością odseparowania z dużych strumieni powietrza znacznej masy pyłu;
2. stałym w eksploatacji oraz małym ( $2 \div 3$  kPa) oporem przepływu;
3. skutecznością do 96% [1, 3, 5, 7];

4. dokładnością zatrzymywania ziaren powyżej  $15 \div 35 \mu\text{m}$  [1, 2, 6, 7, 13];
5. bezobsługowością — samoczynne usuwanie pyłu z osadnika.

Zasada oczyszczenia strumienia powietrza w cyklonie polega na wprowadzeniu go w ruch wirowy (obrotowy) powodujący (przy rozpatrywaniu ruchu ziarna w płaszczyźnie poziomej — prostopadłej do osi głównej cyklonu) powstawanie siły odśrodkowej  $F_d$  i siły aerodynamicznej  $F_R$  działającej na ziarno pyłu o masie  $m_p$ . Ziarna pyłu poruszają się po torze, którego kształt zależał będzie od wzajemnej relacji wartości obu sił. Zgodnie z prawem Newtona odniesionym do składowej promieniowej ruchu  $u_R$ , przy oporach skierowanych do wnętrza (osi) cyklonu równanie ruchu ziarna przyjmie postać:

$$m_p \cdot \frac{du_R}{dt} = F_d - F_R. \quad (1)$$

Ziarna pyłu o średnicach większych od pewnego granicznego wymiaru  $d_{pg}$ , dla których  $F_d > F_R$ , będą poruszały się po linii spiralnej i zostaną odrzucone na ścianki cyklonu i spadną do osadnika, a więc zostaną odseparowane. Natomiast ziarna pyłu o średnicach mniejszych od wymiaru  $d_{pg}$ , dla których zachodzi warunek  $F_d < F_R$ , będą dostawały się do środka cyklonu wraz z powietrzem.

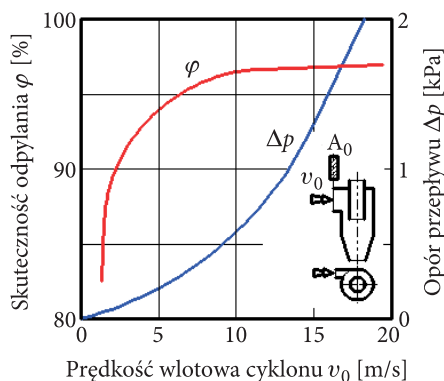
Ze zwiększaniem się wartości strumienia powietrza przepływającego przez cyklon, a tym samym (prędkości liniowej powietrza  $v$ ) rośnie siła odśrodkowa  $F_d$  działająca na ziarno pyłu, co powoduje wzrost skuteczności odpylania  $\varphi_C$ . Prędkość gazu w cyklonie reprezentowana jest najczęściej przez średnią prędkość w króćcu wlotowym  $v_0$ , która określana jest jako iloraz strumienia powietrza  $Q_0$  wpływającego do cyklonu i pola powierzchni  $A_0$  przekroju poprzecznego króćca wlotowego w jego najwęższym miejscu:

$$v_0 = \frac{Q_0}{A_0}. \quad (2)$$

Wyraźne zwiększenie skuteczności odpylania w cyklonie następuje tylko do pewnej granicy — około 10 m/s (rys. 5).

Dalszy wzrost prędkości powoduje szybki wzrost oporów przepływu  $\Delta p$ , będącego funkcją ( $\Delta p = f(v^2)$ ), nie wpływając niemal zupełnie na polepszenie skuteczności odpylania cyklonu  $\varphi$ , co wynika z szybszego wzrostu sił aerodynamicznych działających na ziarno w porównaniu z siłami bezwładności [1, 7, 14].

Istnieje więc pewien zakres prędkości wlotowej  $v_0$ , w granicach którego cyklon uzyskuje optymalne warunki pracy — zmiany skuteczności odpylania  $\varphi$  są stosunkowo niewielkie, a opór przepływu nie przekracza dopuszczalnych wartości. Zakres ten w starszych konstrukcjach cyklonów zawiera się w granicach  $12 \div 20$  m/s, a czasami dochodzi do 25 m/s [7]. W nowoczesnych rozwiązaniach konstrukcyjnych cyklonów prędkości wlotowe przyjmują wartości  $8 \div 15$  m/s [5, 14].



Rys. 5. Skuteczność odpylania gazu  $\varphi$  i opór przepływu  $\Delta p$  w funkcji prędkości  $v_0$  w króćcu wlotowym cyklonu

Odseparowany przez cyklony pył gromadzony jest w komorze osadnika multicyklonu (monocyklonu), skąd należy go systematycznie usuwać. Magazynowanie w osadniku dużej masy pyłu nie jest wskazane ze względu na konieczność stosowania osadnika o dużej pojemności, co zwiększa gabaryty filtru i utrudnia jego usytuowanie w pojeździe oraz występowanie powtórnego zassania pyłu (spadek skuteczności) podczas wstrząsów pojazdu i w przypadku zapełnienia osadnika pyłem, a także powoduje niepotrzebne obciążenie konstrukcji filtru dodatkową masą.

Usuwanie pyłu z komory osadnika może być realizowane:

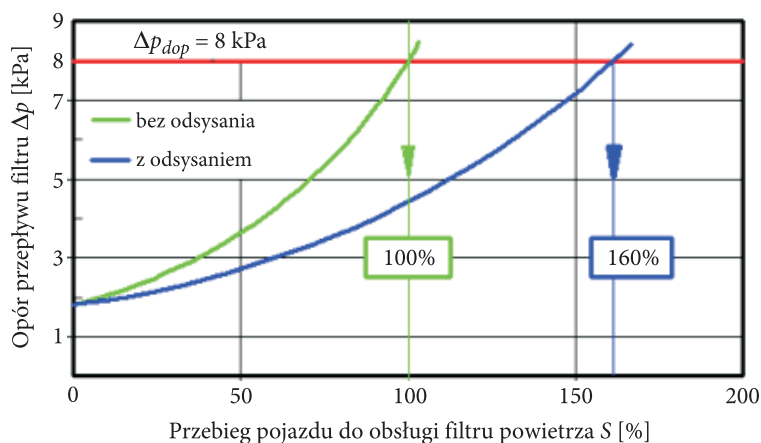
1. przez kierowcę przy każdorazowej obsłudze filtru powietrza;
2. samoczynnie poprzez gumowe stożki spustowe;
3. w sposób ciągły — usuwanie (poprzez odsysanie) strumieniem powietrza.

Miarą intensywności odsysania pyłu z osadnika multicyklonu (cyklonu) jest stopień odsysania  $m_0$  definiowany zwykle jako stosunek wielkości strumienia  $Q_S$  w układzie odsysania do wielkości strumienia wylotowego z multicyklonu (cyklonu), a w przypadku gdy multicyklon jest pierwszym stopniem oczyszczania powietrza w filtrze, do wielkości strumienia wylotowego z filtru powietrza  $Q_G$  — wlotowego do silnika [6, 7, 17]:

$$m_0 = \frac{Q_S}{Q_G} 100\%. \quad (3)$$

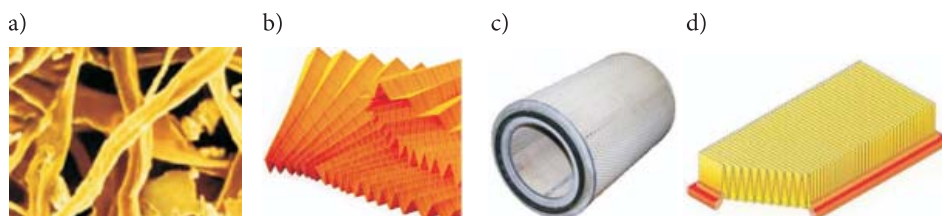
Odsysanie części powietrza (wraz z pyłem) z osadnika multicyklonu powoduje zauważalny wzrost skuteczności odpylania multicyklonu oraz wydłużenie czasu pracy filtru powietrza limitowanego ustaloną wartością oporu dopuszczalnego  $\Delta p_{\text{dop}}$  (rys. 6).

Na filtracyjne przegrody porowate filtrów powietrza wlotowego współczesnych silników pojazdów mechanicznych stosuje się głównie papiery filtracyjne, które produkowane są w wielu gatunkach przez wyspecjalizowane firmy. Papiery filtracyjne



Rys. 6. Zmiana oporu filtra powietrza z efektywnym usuwaniem pyłu i bez usuwania [15]

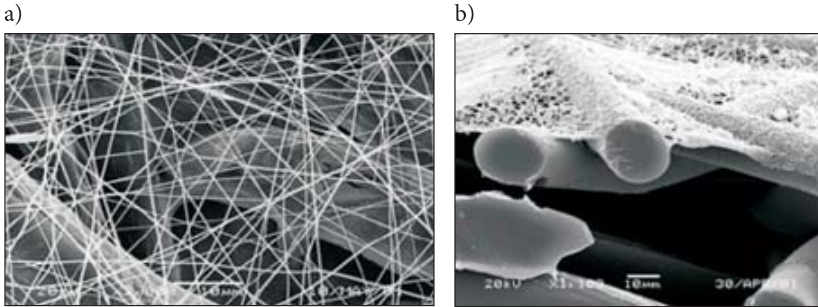
kształtuje się w formie plisowanej taśmy (rys. 7b), z której następnie wykonywany jest wkład filtracyjny, kształtowany najczęściej w cylindry o podstawie koła lub owalu oraz jako prostopadłościowe panele (rys. 7c, d).



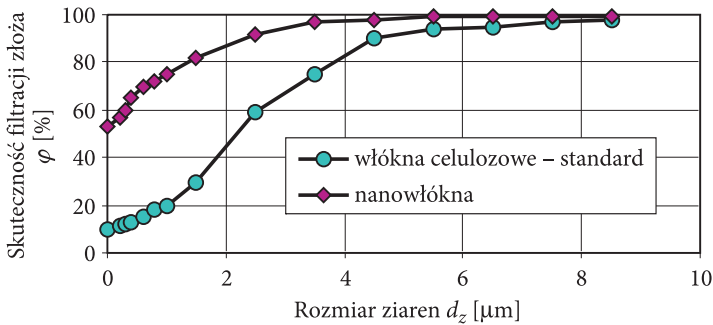
Rys. 7. Rodzaje papierowych wkładów filtracyjnych filtrów powietrza: a) struktura papieru filtracyjnego; b) papier po plisowaniu; c) cylindryczny o podstawie koła; d) panelowy

Coraz częściej do budowy przegród filtracyjnych stosowane są nanowłókna produkowane technologią „electrospinningu” lub metodą meltblown, która umożliwia wytwarzanie włókien o średnicach w zakresie  $1\div 2000 \text{ nm}$ . Nanowłókna są formowane w tak zwaną nanosieć, która może mieć grubość  $1\div 5 \mu\text{m}$  (rys. 8), przez co charakteryzuje się małymi oporami przepływu [11].

Zastosowanie nanowłókien zdecydowanie podnosi skuteczność filtracji, szczególnie ziaren pyłu poniżej  $5 \mu\text{m}$  (rys. 9), bez istotnego wzrostu spadku ciśnienia na przegrodzie filtracyjnej. Nanowłókninowe medium filtracyjne wraz z systemem impulsowego oczyszczania wkładu zostało zastosowane do filtracji powietrza dla turbiny będącej jednostką napędową czołgu Abrams [18].

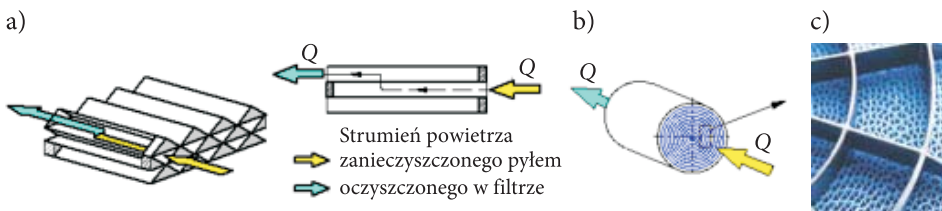


Rys. 8. Nanosieć o średnicach włókien około 250 nm (0,25  $\mu\text{m}$ ) naniesiona na złożę z włókien celulozy o średnicach około 10  $\mu\text{m}$  [11]: a) widok z góry; b) przekrój



Rys. 9. Skuteczność filtracji złoża wykonanego z włókien celulozowych oraz z nanowłókien [11]

Firma Donaldson stosuje od wielu lat odmienną konstrukcję i technologię wykonania wkładu filtracyjnego znanego pod nazwą „PowerCore” (rys. 10). Wkład filtracyjny zbudowany jest w formie rdzenia z kilkunastu nałożonych na siebie i odizolowanych warstw plisowanego papieru. Plisy tworzą kanały, które są na przemian uszczelnione, co wymusza przepływ powietrza przez materiał filtracyjny do przyległego kanału. Przy tym samym strumieniu przepływającego powietrza,



Rys. 10. Wkład filtracyjny „PowerCore” [16]: a) zasada działania wkładu filtracyjnego; b) kierunek przepływu powietrza; c) widok od czola

filtry wykonane technologią „PowerCore”, są gabarytowo 2-3 razy mniejsze niż filtry z wkładami z plisowanego papieru filtracyjnego wykonanego tradycyjną metodą i bardziej efektywne ( $\varphi_f = 99,99\%$ ) niż przeciętny konwencjonalny filtr —  $\varphi_f = 99,85\%$  [4, 16].

Na przegrody filtracyjne stosowane są też włókniny filtracyjne mające strukturę charakteryzującą się narastającym upakowaniem włókien w kierunku napływu powietrza. Dzięki temu przy skuteczności filtracji powyżej  $\varphi = 99,9\%$  takie włókniny osiągają zdolność pochłaniania pyłu  $\Delta m = 0,9 \div 1,1 \text{ kg/m}^2$  [4].

Spotyka się jeszcze przegrody filtracyjne wykonane jako nieregularne złożę ze sprasowanego drutu metalowego lub tworzywa sztucznego nawilżonego olejem.

Właściwości filtra powietrza określają następujące powszechnie stosowane charakterystyki:

- **skuteczność filtracji** — iloraz masy pyłu  $m_p$  zatrzymanego przez filtr i masy  $m_d$  dostarczonego do filtra:

$$\varphi = \frac{m_p}{m_d}, \quad (4)$$

- **opór przepływu** — różnica ciśnień  $p_1$  przed i  $p_2$  za filtrem:

$$\Delta p_f = p_1 - p_2. \quad (5)$$

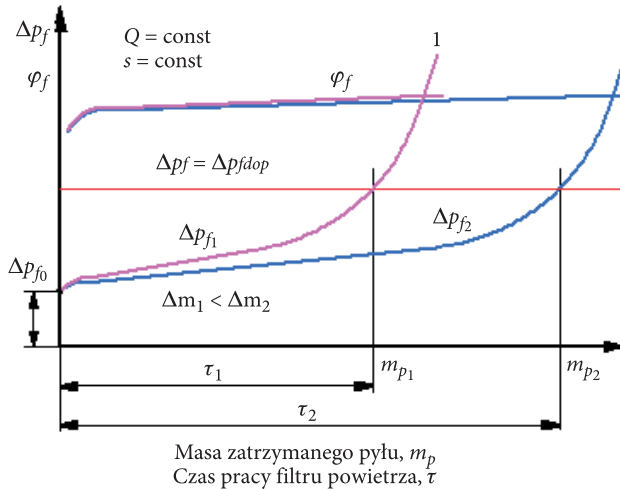
- **dokładność filtracji** — maksymalny  $d_{zmax}$  rozmiar ziarna pyłu w powietrzu za filtrem.

- **chłonność** — masa pyłu  $\Delta m$  zatrzymanego do chwili osiągnięcia przez filtr określonej wartości oporu przepływu, najczęściej wartości oporu dopuszczalnego  $\Delta p_{fdop}$ .

Chłonność  $\Delta m$  przegrody filtracyjnej oraz skład granulometryczny pyłu, który na nią napływa decyduje (niezależnie od warunków eksploatacji — zapylenia powietrza) o czasie pracy filtra powietrza, limitowanego uzyskaniem wartości dopuszczalnej oporu przepływu  $\Delta p_{dop}$  będącej kryterium zakończenia eksploatacji filtra (rys. 11).

Producenci papierów filtracyjnych podają tylko dane opisujące ich strukturę, na przykład: grubość, wymiary porów, gramatura, wytrzymałość mechaniczna, opór przepływu (przepuszczalność), gęstość. Brakuje danych określających właściwości filtracyjne produkowanych papierów. Dlatego dla potrzeb poprawnego projektowania filtra powietrza relacje między strukturą papieru filtracyjnego i jego charakterystykami filtracyjnymi ustalane są eksperymentalnie z wykorzystaniem standardowych testów badawczych.

Brak jest jednak danych chłonności papierów filtracyjnych dla pyłów o składzie frakcyjnym innym niż standardowy. Znajomość tych charakterystyk jest niezbędna do właściwego doboru papieru filtracyjnego na II stopień filtracji powietrza



Rys. 11. Charakterystyki skuteczności filtracji  $\varphi_f = f(m_p)$  i oporu przepływu  $\Delta p_f = f(m_p)$  filtru dla różnej chłonności  $\Delta m$  przegrody

i wyznaczenia czasu pracy filtru. Charakterystyki takie są możliwe do uzyskania podczas badań eksperymentalnych kompletnych filtrów powietrza na pojeździe lub w czasie badań laboratoryjnych. Badania te są jednak bardzo drogie, pracochłonne i skomplikowane szczególnie w stosunku do filtrów dwustopniowych. Z danych literaturowych [1, 10] wynika, że czas pracy  $\tau$  dwustopniowego filtru powietrza można określić z zależności empirycznej.

$$\tau_p = \frac{F_C \cdot k_m \cdot k_C}{Q_{\max} \cdot s \cdot (1 - \varphi_M) \cdot \varphi_p}, \quad (6)$$

gdzie:  $F_C$  — powierzchnia papieru filtracyjnego II stopnia filtracji,  
 $k_m$  — współczynnik chłonności papieru filtracyjnego dla przyjętej wartości  $\Delta p_{\text{dop}}$ ;  
 $k_C$  — współczynnik uwzględniający różnicę między parametrami zanieczyszczeń testowych a rzeczywistych;  
 $Q_{\max}$  — nominalne zapotrzebowanie powietrza przez silnik;  
 $s$  — stężenie zapylenia powietrza zasysanego do filtru;  
 $\varphi_M$  — skuteczność pierwszego stopnia filtracji (multicyklonu);  
 $\varphi_p$  — skuteczność wkładu filtracyjnego.

Problemem poprawności stosowania tego wzoru jest znajomość wartości współczynnika chłonności pyłu  $k_m$  papieru pracującego w systemie „multicyklon–przegroda porowata”, zdefiniowanego (przy założeniu równomiernego rozkładu pyłu na całej powierzchni czynnej papieru filtracyjnego wkładu badawczego) zależnością:

$$k_m = \frac{m_{CW}}{F_W} \quad [\text{g/m}^2], \quad (7)$$

gdzie:  $m_{CW}$  — całkowita masa pyłu zatrzymanego przez wkład filtracyjny dla przyjętej wartości oporu dopuszczalnego  $\Delta p_{\text{dop}}$ ;  
 $F_W$  — powierzchnia czynna papieru filtracyjnego.

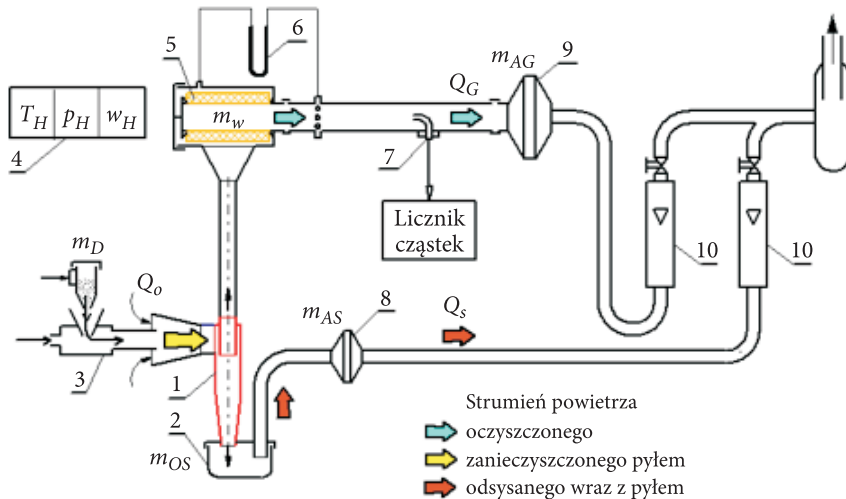
Wyznaczenie takich charakterystyk dla dwustopniowych filtrów powietrza pojazdów mechanicznych pracujących w systemie „multicyklon–przegroda porowata” z wykorzystaniem stosowanych obecnie metod badawczych dla rzeczywistych wartości stężenia zapylenia i zapotrzebowania powietrza przez silnik jest szczególnie pracochłonne i bardzo kosztowne.

Cel ten można osiągnąć metodą nieskomplikowaną i mniej kosztowną — przez badanie, wydzielonego z filtra dwustopniowego, segmentu w postaci pojedynczego cyklonu i ustawionego za nim szeregowo badawczego wkładu filtracyjnego będącego wycinkiem rzeczywistego wkładu filtracyjnego o odpowiednio dobranej powierzchni materiału filtracyjnego. Wydzielony z filtra dwuczściowy segment nazwano „zestawem filtracyjnym”.

Zachowując podczas badań „zestawu filtracyjnego” takie warunki pracy badawczego wkładu filtracyjnego i cyklonu, jakie występują podczas pracy kompletnego filtra powietrza, można uzyskane charakterystyki badawczego wkładu filtracyjnego (wycinka wkładu filtracyjnego) potraktować jako charakterystyki wkładu filtracyjnego w rzeczywistej wielkości. Założenie takie jest możliwe ze względu na przyjęty w definicji współczynnika  $k_m$  równomierny rozkład pyłu na całej powierzchni czynnej papieru filtracyjnego wkładu oraz fakt, że możliwa jest minimalizacja zróżnicowania charakterystyk w poszczególnych cyklonach całego multicyklonu. Wyznaczenie w powyższy, niekonwencjonalny sposób charakterystyk materiału filtracyjnego z przeznaczeniem na II stopień filtracji powietrza wymaga opracowania odpowiedniej metodyki oraz jej weryfikacji.

### 3. Metodyka badań papierów filtracyjnych

Wyznaczenie współczynnika chłonności pyłu  $k_m$  wymaga określenia masy pyłu  $m_{CW}$  zatrzymanego na powierzchni  $1 \text{ m}^2$  papieru filtracyjnego dla przyjętej wartości oporu dopuszczalnego  $\Delta p_{\text{dop}}$ . Opracowana metodyka i zbudowane stanowisko (rys. 12) umożliwiają wyznaczenie współczynnika  $k_m$  oraz podstawowych charakterystyk wycinka papieru filtracyjnego przewidywanego do zastosowania na II stopień filtra powietrza pracującego w systemie „multicyklon–wkład papierowy”. Głównym elementem stanowiska jest segment filtracyjny składający się z pojedynczego cyklonu będący elementem multicyklonu projektowanego filtra powietrza



Rys. 12. Schemat funkcjonalny stanowiska do badań papierów filtracyjnych w systemie „cyklon–przegroda porowata”: 1 — cyklon; 2 — osadnik pyłu; 3 — dozownik pyłu; 4 — przyrząd do pomiaru temperatury, ciśnienia i wilgotności powietrza; 5 — wkład filtracyjny; 6 — manometr wodny typu U-rurka; 7 — sonda licznika cząstek; 8, 9 — filtry absolutne; 10 — rotametry

i szeregowo ustawionego za nim wkładu filtracyjnego o cylindrycznym kształcie, wykonanego z badanego papieru filtracyjnego.

Powierzchnię papieru  $F_W$  badanego wkładu dobrano tak, aby dla maksymalnej wartości strumienia powietrza wypływającego z pojedynczego cyklonu  $Q_{Gmax}$ , a wynikającego z maksymalnego zapotrzebowania powietrza  $Q_{Silmax}$  przez silnik, dla którego projektowany jest filtr, spełniony był warunek dopuszczalnej (maksymalnej) prędkości filtracji  $v_{Fdop} \leq 0,06$  m/s.

Stanowisko wyposażono w licznik cząstek umożliwiający rejestrację liczby i rozmiarów ziaren pyłu w strumieniu powietrza za cyklonem lub badawczym wkładem filtracyjnym w zakresie  $0,7 \div 100 \mu\text{m}$  w  $i = 32$  przedziałach pomiarowych, będących zakresami ograniczonymi średnicami ( $d_{zimin} \div d_{zimax}$ ).

Charakterystyki cyklonu i badanego papieru filtracyjnego określano metodą wagową w kolejnych cyklach pomiarowych o określonym czasie trwania (czas równomiernego dozowania pyłu testowego PTC-D), stosując stężenie zapylenia powietrza na wlocie do cyklonu  $s = 1 \text{ g/m}^3$ .

#### 4. Badania eksperymentalne

Celem badań było zweryfikowanie zaproponowanej metody badań papierowej przegrody filtracyjnej z przeznaczeniem na II stopień filtracji powietrza w systemie „multicyklon–przegroda porowata” filtra powietrza silnika czołgu T-72.

Przedmiotem badań były wkłady filtracyjne wykonane z dwóch różniących się parametrami struktury papierów filtracyjnych firmy J. C. BINZER (tab. 1) o symbolach 796/1 VH 186 (Nr 1) i 844 VH 86/4 (Nr 2). Zakres badań obejmował badania wstępne i zasadnicze.

TABELA 1

Parametry badanych papierów filtracyjnych firmy J. C. BINZER Papierfabrik

			Oznaczenie papieru	
			796/1 VH 186 (Nr 1)	844 VH 86/4 (Nr 2)
1	Gramatura	g/m <sup>2</sup>	204	108
2	Grubość — obciążenie 2 N/cm <sup>2</sup>	mm	0,9	0,67
3	Opór przepływu przy 400 cm <sup>3</sup> /s, A = 10 cm <sup>2</sup>	mbar	6,7	1,04
4	Wytrzymałość na rozrywanie	kPa	385	212
6	Zawartość żywicy	%	18,8	17
8	Wartość średnia średnicy por	μm	42	76

### Badania wstępne:

Badania wstępne obejmowały określenie charakterystyk składu frakcyjnego pyłu PTC-D w powietrzu wlotowym i wylotowym z cyklonu  $Up = f(d_z)$  jako udział liczby  $N_i$  ziaren pyłu z przedziału średnic ( $d_{zimin} \div d_{zimax}$ ) do całkowitej liczby ziaren  $N$ .

$$Up_i = \frac{N_i}{N} 100\%. \quad (8)$$

Badania wykonano dla dwóch wartości strumienia powietrza:  $Q_{Gmin} = 22 \text{ m}^3/\text{h}$  i  $Q_{Gmax} = 34 \text{ m}^3/\text{h}$  wynikających z zapotrzebowania powietrza przez silnik czołgu T-72 w zakresie eksploatacyjnej prędkości obrotowej 1600 ÷ 2000 obr/min i liczby cyklonów w multicyklonie, stosując stężenie zapylenia powietrza na wlocie do cyklonu  $s = 1 \text{ g/m}^3$  i stopień efektywnego odsysania pyłu z osadnika cyklonu  $m_0 = 8\%$ .

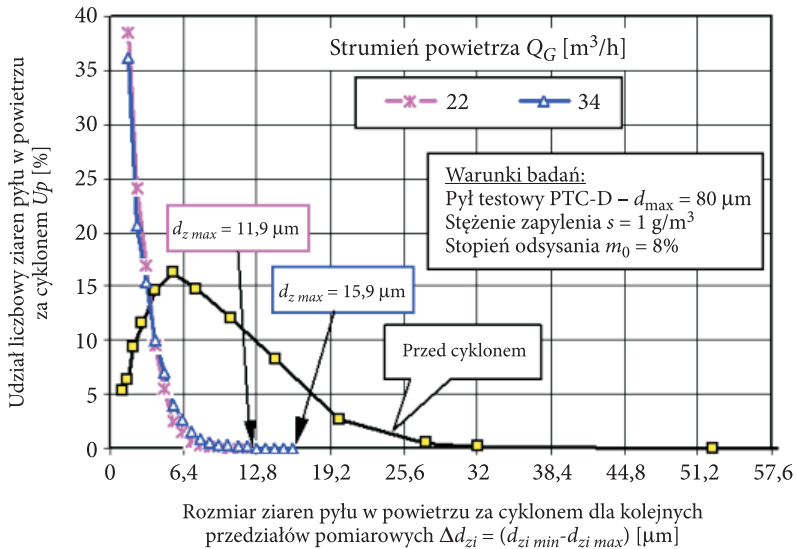
### Badania zasadnicze obejmowały:

- 1) Określenie dla dwóch prędkości filtracji ( $v_{Fmin} = 0,035 \text{ m/s}$  i  $v_{Fmax} = 0,06 \text{ m/s}$ ) charakterystyk wkładu filtracyjnego (II stopień filtracji powietrza), na który trafia pył PTC-D o składzie frakcyjnym zmienionym w cyklonie:

- skuteczności filtracji  $\varphi_w = f(k_m)$ ,
  - dokładności filtracji  $d_{zmax} = f(k_m)$ ,
  - oporów przepływu  $\Delta p_w = f(k_m)$ .
- 2) Określenie charakterystyk papieru filtracyjnego Nr 1, na który dozowany jest pył PTC-D o składzie standardowym.

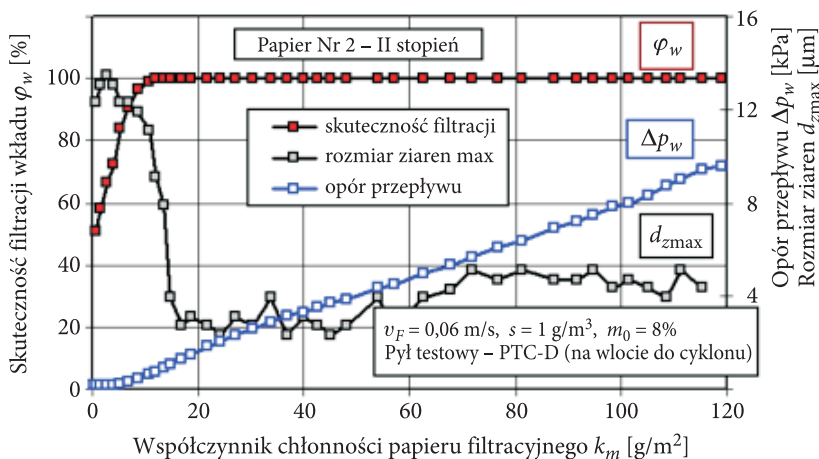
#### 4. Analiza wyników badań

Skład frakcyjny pyłu  $Up = f(d_z)$  w powietrzu za cyklonem D-40 dla różnych wartości strumienia  $Q_G$  oraz w powietrzu wlotowym do cyklonu pokazano na rysunku 13.



Rys. 13. Skład frakcyjny pyłu  $Up = f(d_z)$  w powietrzu za cyklonem D-40 dla różnych wartości strumienia  $Q_G$  oraz w powietrzu wlotowym do cyklonu

Dla stałej wartości strumienia  $Q_G$  oraz stopnia odsysania  $m_0$  obserwuje się wraz ze wzrostem rozmiarów ziaren pyłu systematyczny spadek liczby ziaren pyłu w powietrzu za cyklonem, a tym samym ich udziały liczbowe  $Up$  są coraz mniejsze aż do osiągnięcia wartości minimalnej (rys. 13), która określa udział pojedynczego ziarna pyłu o maksymalnym rozmiarze  $d_{zmax}$  w ogólnej liczbie ziaren pyłu  $N$ . Dla strumienia powietrza  $Q_G = 22 \text{ m}^3/\text{h}$  oraz  $Q_G = 34 \text{ m}^3/\text{h}$  rozmiar maksymalnego ziarna ma odpowiednio wartość  $d_{zmax} = 11,9 \text{ }\mu\text{m}$ ,  $d_{zmax} = 15,9 \text{ }\mu\text{m}$ . Ziarna pyłu o takich maksymalnych rozmiarach dostają się wraz z powietrzem na papier filtracyjny będący drugim stopniem filtracji.



Rys. 14. Charakterystyka skuteczności filtracji  $\varphi_w = f(k_m)$ , oporu przepływu  $\Delta p_w = f(k_m)$  i dokładności filtracji  $d_{zmax} = f(k_m)$  papieru filtracyjnego Nr 2 w funkcji współczynnika chłonności pyłu  $k_m$

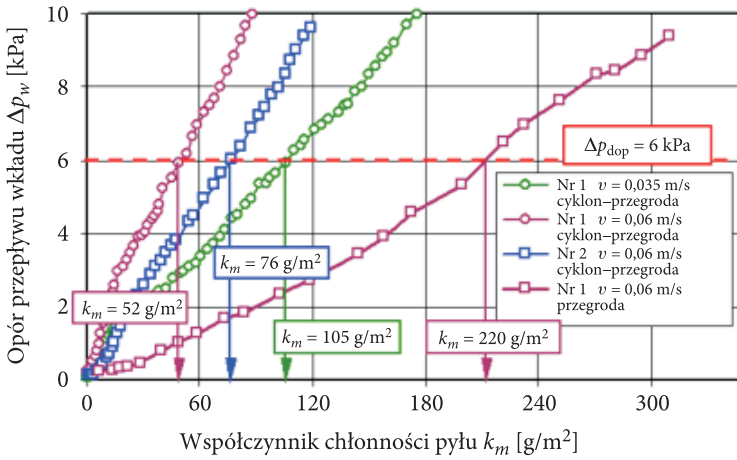
Wraz ze wzrostem (współczynnika chłonności pyłu  $k_m$ ) masy zatrzymanego przez wkład filtracyjny pyłu skuteczność filtracji  $\varphi_w$  oraz opór przepływu  $\Delta p_w$  papierów pracujących w systemie „cyklon–przegroda porowata” cały czas systematycznie rosną, przy czym w początkowym okresie filtracji wzrost skuteczności jest gwałtowny, co ma niewątpliwie związek ze zmniejszaniem się rozmiarów ziaren maksymalnych od  $d_{zmax} = 13,8 \mu\text{m}$  do  $d_{zmax} = 5 \mu\text{m}$ . Wtedy skuteczność filtracji papieru stabilizuje się na poziomie  $\varphi_w = 99,5 \div 99,9\%$  (rys. 14).

Dla stałej wartości strumienia  $Q_G$  w powietrzu przefiltrowanym liczba ziaren pyłu  $N_i$  maleje wraz ze wzrostem ich rozmiarów  $d_z$  aż do osiągnięcia liczby  $N_{min} = 1$ . Jest to ziarno pyłu o największym rozmiarze  $d_z = d_{zmax}$  i charakteryzuje dokładność filtracji papieru.

Wraz ze wzrostem zatrzymanej przez papier masy pyłu w powietrzu przefiltrowanym maleje rozmiar maksymalnego ziarna  $d_{zmax}$ , co świadczy o wzroście dokładności filtracji. Stabilizacja dokładności filtracji na poziomie  $2,3 \div 5,1 \mu\text{m}$  następuje po osiągnięciu przez papier współczynnika chłonności  $k_m = 12,09 \text{ g/m}^3$  i ma ścisły związek ze stabilizacją skuteczności filtracji.

Zmiana prędkości filtracji na mniejszą (z  $v_{Fmax} = 0,06 \text{ m/s}$  na  $v_{Fmin} = 0,035 \text{ m/s}$ ) przy zachowaniu pozostałych warunków badań, nie powoduje zasadniczych zmian charakterystyk skuteczności  $\varphi_w = f(k_m)$  i dokładności filtracji  $d_{zmax} = f(k_m)$ , natomiast występuje mniejsza intensywność wzrostu oporu przepływu  $\Delta p_w = f(k_m)$  będąca głównie efektem mniejszej masy pyłu dozowanej na wkład filtracyjny (rys. 15).

Dla papieru filtracyjnego Nr 1 charakteryzującego się innymi wartościami parametrów struktury niż papier Nr 2 zasadniczej zmianie ulega przebieg charakterystyk oporów przepływu. Dla tej samej wartości prędkości filtracji ( $v_{Fmax} = 0,06 \text{ m/s}$ ) opór



Rys. 15. Charakterystyka oporu przepływu  $\Delta p_w = f(k_m)$  wkładów z papieru filtracyjnego Nr 1 i Nr 2 dla różnych prędkości filtracji w systemie: cyklon-przegroda i bez cyklonu

przepływu wkładu przyjmuje wartości tym większe im średnice porów papieru są mniejsze (rys. 15).

W przypadku gdy na wkład filtracyjny wykonany z tego samego papieru Nr 2 dozowany jest pył PTC-D o składzie standardowym ( $d_z < 80 \mu\text{m}$ ) zasadniczej zmianie ulega przede wszystkim przebieg charakterystyki oporów przepływu  $\Delta p_w = f(k_m)$ . Obserwuje się znacznie mniejszą intensywność wzrostu oporu przepływu papieru zanieczyszczonego pyłem standardowym niż pyłem, którego skład granulometryczny został zmieniony w cyklonie.

Dla tej samej wartości oporu dopuszczalnego  $\Delta p_{\text{dop}} = 6 \text{ kPa}$  papier filtracyjny, na który dozowany był pył, którego skład frakcyjny został zmieniony w cyklonie (rozmiary ziaren nie przekraczają  $d_{z\text{max}} = 17 \mu\text{m}$ ), osiąga współczynnik chłonności czterokrotnie mniejszy niż papier, na który dozowany był bezpośrednio pył o składzie standardowym. Dla papieru Nr 1 w chwili osiągnięcia  $\Delta p_{\text{dop}} = 6 \text{ kPa}$  współczynniki chłonności mają odpowiednio wartości  $k_m = 52 \text{ g/m}^2$  i  $k_m = 220 \text{ g/m}^2$ . W rzeczywistości czas pracy filtra dwustopniowego, którego wkład filtracyjny został zaprojektowany na podstawie znajomości wartości współczynnika chłonności  $k_m$  standardowych papierów filtracyjnych, co praktycznie jest stosowane, będzie czterokrotnie krótszy.

Wyniki badań eksperymentalnych oporu przepływu  $\Delta p_w$  aproksymowano liniowymi równaniami regresji metodą najmniejszych kwadratów za pomocą oprogramowania komputera. Uzyskano bardzo dobrą zgodność opisu wyników taką funkcją, o czym świadczy wartość współczynnika regresji  $R^2$  (tab. 2).

Liniowy związek między oporem przepływu  $\Delta p_w$  papieru filtracyjnego a współczynnikiem chłonności  $k_m$  ułatwia znacznie metodę wyznaczania wartości  $k_m$  papierów filtracyjnych przewidywanych do pracy w systemie „multicyklon-przegroda

TABELA 2

Równania regresji oporu przepływu  $\Delta p_w$  wkładów filtracyjnych w układzie „cyklon–przegroda porowata”

Lp.	Warunki badań	Postać równania	$R^2$
1	papier Nr 1, $v_F = 0,035$ m/s	$\Delta p_w = 0,0529 k_m + 0,3894$	0,9974
2	papier Nr 1, $v_F = 0,06$ m/s	$\Delta p_w = 0,1048 k_m + 0,7699$	0,9923
3	papier Nr 2, $v_F = 0,06$ m/s	$\Delta p_w = 0,795 k_m + 0,0237$	0,9983

porowata”. Badania sprowadzałyby się wtedy do eksperymentalnego wyznaczenia znacznie mniejszej liczby (na przykład trzech) punktów pomiarowych zamiast kilkudziesięciu.

## 5. Podsumowanie

Opracowana i zweryfikowana metodyka badań właściwości materiałów filtracyjnych w zbliżonych do rzeczywistych warunkach pracy II stopnia filtru (wkładu filtracyjnego), będąca oryginalnym osiągnięciem autora, umożliwia wyznaczenie współczynnika chłonności  $k_m$  oraz innych parametrów niezbędnych do właściwego zaprojektowania wkładu filtracyjnego filtru dwustopniowego.

Wyznaczenie współczynnika chłonności  $k_m$  papieru filtracyjnego na podstawie badań segmentu filtracyjnego zbudowanego z pojedynczego cyklonu i papierowego wkładu badawczego ułatwia znacznie proces projektowania filtru powietrza oraz obniża koszty. Niska ( $\varphi = 55 \div 77\%$ ) skuteczność papieru filtracyjnego oraz obecność dużych (do  $d_z = 14 \mu\text{m}$ ) ziaren pyłu w powietrzu oczyszczonym w początkowym, ale krótkim okresie pracy może mieć wpływ na przyspieszone zużycie głównie skojarzenia T-P-C. W rzeczywistych warunkach taki stan pracy filtru powietrza występuje po wymianie zanieczyszczonego wkładu filtracyjnego na nowy.

Papiery filtracyjne w systemie „multicyklon–przegroda porowata” osiągają współczynnik chłonności czterokrotnie mniejszy niż te same papiery pracujące w jednostopniowym systemie filtracji, na co niewątpliwie ma wpływ skład granulometryczny pyłu. Ma to bezpośredni wpływ na czas pracy filtru do chwili osiągnięcia oporu dopuszczalnego, a tym samym na przebieg pojazdu.

Badania w zakresie określenia charakterystyk skuteczności  $\varphi_w = f(k_m)$ , dokładności filtracji  $d_{z\text{max}} = f(k_m)$  oraz oporów przepływu  $\Delta p_w = f(k_m)$  powtórzono na drugim egzemplarzu wkładu filtracyjnego wykonanego z papieru Nr 1 i Nr 2. Powtarzalność otrzymanych wyników jest podstawą do stwierdzenia, że opracowana metodyka jest prawidłowa, a uzyskane wyniki wiarygodne.

Artykuł wpłynął do redakcji 20.07.2009 r. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano we wrześniu 2009 r.

## LITERATURA

- [1] K. BACZEWSKI, M. HEBDA, *Filtracja płynów eksploatacyjnych*, MCNEMT, Radom, 1991/92.
- [2] *Cenrtisep Air Cleaner*, Materiały informacyjne firmy PALL Corporation, USA, 2004.
- [3] *Diesel Engine Air Filtration*, Materiały informacyjne firmy PALL Corporation, USA, 2004.
- [4] M. DURST, G. KLEIN, N. MOSER, *Filtration in Fahrzeugen*, Materiały informacyjne firmy Mann+Hummel GMBH, Ludwigsburg, Niemcy, 2005.
- [5] P. DZIERŻANOWSKI, W. KORDZIŃSKI, J. OTYŚ, S. SZCZECIŃSKI, R. WIATREK, *Napędy lotnicze. Turbinowe silniki śmigłowe i śmigłowcowe*, WKŁ, Warszawa, 1985.
- [6] P. DZIERŻANOWSKI, T. DZIUBAK, *Układ filtrujący powietrza z efekcyjnym odsysaniem pyłu silnika samochodu ciężarowego*, VI Międzynarodowe sympozjum IPM, Warszawa-Rynia, 1996.
- [7] T. DZIUBAK, *Analiza procesu filtracji powietrza wlotowego do silników pojazdów specjalnych*, rozprawa habilitacyjna, WAT, Warszawa, 2008.
- [8] T. DZIUBAK, *Możliwości modyfikacji konstrukcji cyklonu zwrotnego z wlotem stycznym*, Biul. WAT, 55, 2, 2006.
- [9] T. DZIUBAK, *Problemy filtracji powietrza w silnikach spalinowych pojazdów eksploatowanych w warunkach dużego zapylenia powietrza*, Zagadnienia Eksploatacji Maszyn PAN, 4 (124), 2000.
- [10] H. ERDMANNSDÖRFER, *Trocklenluftfilter für Fahrzeugmotoren-Auslegungs — und Leistungsdaten*, MTZ, 43, 7/8, 1982.
- [11] T. GRAFE, M. GOGINS, M. BARRIS, J. SCHAEFER, R. CANEPA, *Nanofibers in Filtration Applications in Transportation*, Filtration 2001 International Conference and Exposition, Chicago, Illinois, December 3-5, 2001.
- [12] T. JAROSZCZYK, B. A. PARDUE, CH. E. HOLM, *Recent advances in engine air cleaners design and evaluation*, Journal of KONES Internal Combustion Engines, 11, 1-2, 2004.
- [13] T. JAROSZCZYK, *Problemy filtracji powietrza w silnikach spalinowych eksploatowanych w ciężkich warunkach*, Silniki spalinowe, 2, 1978.
- [14] J. JUDA, M. NOWICKI, *Urządzenia odpylające*, PWN, Warszawa, 1986.
- [15] H. MELZER, W. BROX, *Ansauggerauschdampfer und Luftfilter für BMW 524 td*, MTZ, 45, 5, 1984.
- [16] PowerCore™, *Innovative Air Filter Technology*, www.donaldson.com.
- [17] И. Г. Рузаев, Ф. Р. Стрыковский, *Исследование комбинированной системы очистки воздуха двигателей*, Автомобильная промышленность, 8, 1979.
- [18] J. W. SCHAEFFER, L. M. OLSON, *Air Filtration Media for Transportation Applications*, Filtration & Separation, 35, 2, 1998.

T. DZIUBAK

### Experimental research of air two-stage paper filter of special vehicle engine

**Abstract.** Operating conditions of two-stage engine inlet air filtration system are described. Properties of filtration materials used for porous partitions of vehicle air filters are presented. Also filtration properties of monocyklones and multicyklones have been presented. We discussed the principles of dust removing from multicyklone dust settler. The methodology of paper filter research operating in cyclone-porous barrier system is given. The dust fractional composition in air before cyclones and

in purified air after cyclones was determined. There are presented the research results of filtration efficiency and thoroughness characteristics and flow drag characteristics of filtration paper as a function of the dust absorptiveness coefficient  $k_m$ . The impact of dust fractional composition on filtration paper absorptiveness change has been shown.

**Keywords:** combustion engines, two-stage air filter, filter characteristics, filter paper

**Universal Decimal Classification:** 621.43





## Czynniki determinujące tworzenie i samozapłon mieszanki podczas rozruchu silnika o zapłonie samoczynnym

JÓZEF PSZCZÓŁKOWSKI

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechaniczny, Instytut Pojazdów Mechanicznych i Transportu, 00-908 Warszawa, ul. S. Kaliskiego 2

**Streszczenie.** Podstawowymi procesami warunkującymi rozruch silnika o zapłonie samoczynnym są wytworzenie i samozapłon mieszanki paliwowo-powietrznej. Sposobem doprowadzenia energii do uruchamianego silnika i równocześnie czynnikiem wymuszającym procesy rozruchowe jest napędzanie wału korbowego przez układ rozruchowy. W artykule dokonano analizy przebiegu procesów tworzenia i samozapłonu mieszanki podczas rozruchu silnika o ZS w niskiej temperaturze. Scharakteryzowano czynniki powodujące wytworzenie i samozapłon mieszanki paliwowo-powietrznej w kolejnych fazach rozruchu. Przedstawiono wyniki badań wpływu podstawowych parametrów regulacyjnych silnika na charakterystyki rozruchowe. Szczególną uwagę poświęcono parametrom regulacyjnym układu zasilania silnika oraz wpływowi zmian wartości prędkości obrotowej wału korbowego na procesy rozruchu. Przedstawiono interpretacje i modele wyjaśniające przyczyny istniejących zależności.

**Słowa kluczowe:** silniki spalinowe, rozruch w niskiej temperaturze

**Symbol UKD:** 621.43

### 1. Wstęp

Rozruch tłokowego silnika spalinowego oznacza jego przejście ze stanu spoczynku do stanu wykonywania funkcji użytkowych. Udany, skuteczny rozruch warunkuje więc możliwość celowego wykorzystania pojazdów i innych urządzeń wyposażonych w silnik spalinowy jako źródła napędu lub energii. W celu uruchomienia silnika tłokowego, podobnie jak też innych urządzeń, konieczne jest dostarczenie energii. Praktycznie jedynym sposobem doprowadzenia energii do uruchamianego silnika jest napędzanie jego wału korbowego za pomocą układu

rozruchowego. Możliwości zapoczątkowania samoczynnego cyklicznego powtarzania przez silnik procesów tworzenia mieszanki i jej spalania wynikają z jego cech konstrukcyjnych, parametrów regulacyjnych układów oraz właściwości stosowanych płynów eksploatacyjnych (paliwo, olej smarujący). Rozruch tłokowych silników spalinowych w dodatniej, według skali Celsjusza, temperaturze otoczenia na ogół nie sprawia trudności i jest określany jako łatwy. Trudności uzyskania rozruchu wzrastają wraz z obniżaniem się temperatury (przy założeniu, że silnik znajduje się w równowadze termicznej z otoczeniem). Miarą właściwości rozruchowych i przystosowania tłokowego silnika spalinowego do podjęcia samodzielnej pracy w różnych warunkach otoczenia jest najczęściej graniczna temperatura rozruchu wyznaczana zgodnie z wymaganiami norm badań [3].

Dla każdego silnika istnieje więc taka wartość temperatury, poniżej której jego tzw. naturalny rozruch nie jest możliwy. Dla silników o zapłonie samoczynnym (ZS) można wskazać dwie grupy przyczyn trudności ich uruchomienia:

- pogorszenie warunków tworzenia mieszanki palnej i jej samozapłonu spowodowane niską temperaturą sprężanego powietrza i paliwa oraz jakością jego rozpylenia,
- zmniejszenie prędkości napędzania wału korbowego przez układ rozruchowy wskutek wzrostu momentu oporu silnika (lepkości oleju smarującego) oraz spadku mocy układu rozruchowego.

Trudny rozruch silnika w niskiej temperaturze to rozruch, w którym można wyróżnić dwie podstawowe fazy:

- napędzanie wału korbowego przez rozrusznik przy braku zapłonów w cylindrach,
- napędzanie wału korbowego przez rozrusznik przy istnieniu zapłonów do stanu, w którym silnik może podjąć samodzielną pracę.

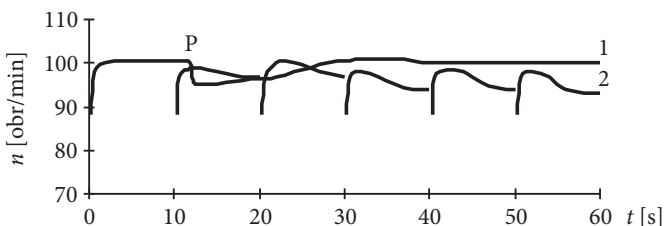
Dla trudnego rozruchu tłokowego silnika spalinowego istnieją zależności parametrów jego przebiegu (np. czasu trwania rozruchu) od wielkości charakteryzujących cechy konstrukcyjne, stanu regulacji układów oraz czynników eksploatacyjnych. Na charakterystyki rozruchowe silnika mają wpływ wszystkie te czynniki, od których zależne są procesy tworzenia i samozapłonu mieszanki paliwowo-powietrznej. Zależności te są na ogół dostatecznie dobrze poznane. Jednak w zakresie teorii i modelowania procesów rozruchu w niskiej temperaturze istnieją problemy wymagające dalszych prac badawczych i analitycznych. Mają miejsce trudności interpretacyjne wielu zależności i procesów o znaczeniu podstawowym dla poznania zjawisk rozruchowych, także dlatego, że podczas rozruchu procesy te zachodzą w warunkach granicznych: w pierwszej fazie rozruchu zapłony mieszanki nie występują. Dlatego w artykule podjęto zadanie przedstawienia wyników badań i analizy przebiegu procesów rozruchu oraz wybranych charakterystyk rozruchowych silników o ZS.

## 2. Czynniki determinujące powstanie samozapłonu podczas rozruchu

Podczas rozruchu silnika o ZS w niskiej temperaturze realizowane są, jako podstawowe dla jego zaistnienia, procesy tworzenia i spalania mieszanki paliwo-powietrznej. Sprężanie powietrza w cylindrach w warunkach rozruchu [1, 9] może być traktowane jako proces politropowy. Rozpad wtryskiwanego paliwa na krople powodowany jest jego turbulentnym ruchem wskutek przepływu przez otwór rozpylacza oraz przez opór ośrodka [7]. W warunkach rozruchu następuje zwiększenie średniej średnicy kropli paliwa wskutek wzrostu jego lepkości oraz niskiej prędkości przepływu przez otwory rozpylacza. Rozprzestrzenianie i przemiany paliwa w cylindrze silnika o ZS opisywane są z wykorzystaniem modeli strugi paliwa i tworzenia mieszaniny paliwo-powietrznej: kropłowego i strumieniowego [6, 8]. Samozapłon paliwa następuje w fazie gazowej i ma miejsce zazwyczaj w zewnętrznej strefie strugi, w obszarze nasyconym parami paliwa. Okres zwłoki samozapłonu zwiększa się wraz ze spadkiem temperatury.

Wymuszenie dla procesów tworzenia mieszanki stanowi napędzanie wału korbowego przez układ rozruchowy, najczęściej elektryczny. Zarówno wartość chwilowa, jak i średnia prędkości obrotowej wału ulega istotnym zmianom wynikającym głównie ze zmian momentu oporu silnika. Wartość chwilowa prędkości wykazuje znaczną nierównomierność wynikającą z realizacji cykli pracy silnika tłokowego. Jej najmniejsza wartość występuje w końcowym okresie sprężania powietrza i wtryskiwania paliwa — zmiany te są więc niekorzystne dla przebiegu procesów rozruchowych. Dla średniej wartości prędkości stwierdzono (rys. 1):

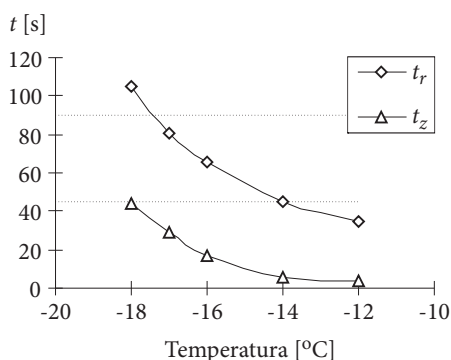
- przyrost prędkości obrotowej w początkowym okresie napędzania,
- gwałtowny, dość znaczny spadek wartości prędkości obrotowej w punkcie P wynikający z dopływu do łożysk oleju tłoczonego przez pompę oleju,
- ponowny wzrost prędkości wału wskutek nagrzewania oleju w łożyskach,
- średnia prędkość obrotowa wału korbowego jest mniejsza przy cyklicznym napędzaniu wału korbowego niż przy ciągłej pracy rozrusznika,



Rys. 1. Zależność od czasu prędkości obrotowej wału korbowego silnika A4.236 podczas rozruchu przy pracy rozrusznika: 1 — ciągłej; 2 — w cyklach 10 s z przerwą 30 s

- wtryskiwanie paliwa powoduje istotne zmiany średniej prędkości obrotowej wału,
- efekt zmian prędkości obrotowej wału wskutek wtryskiwania paliwa jest zależny od kąta wyprzedzenia wtrysku.

Jak już wspomniano, w pewnym okresie trudnego rozruchu silnika nie występują samozapłony mieszanki. Wzrost trudności uruchomienia silnika wraz ze spadkiem temperatury wyrażany jest poprzez wzrost czasu rozruchu  $t_r$  (rys. 2). Miarą właściwości rozruchowych silnika jest graniczna temperatura rozruchu —  $T_g$ , dla której jego czas rozruchu jest nie większy od zadanej wartości (np. według wymagań normy badań)  $t_{rmax}$ . Zgodnie z przedstawioną charakterystyką graniczna temperatura rozruchu silnika AD3.152UR jest równa  $-17^\circ\text{C}$ , jeżeli dopuszczalna wartość czasu rozruchu jest równa 90 s, lub  $-14^\circ\text{C}$ , jeżeli wartość czasu wynosi 45 s.

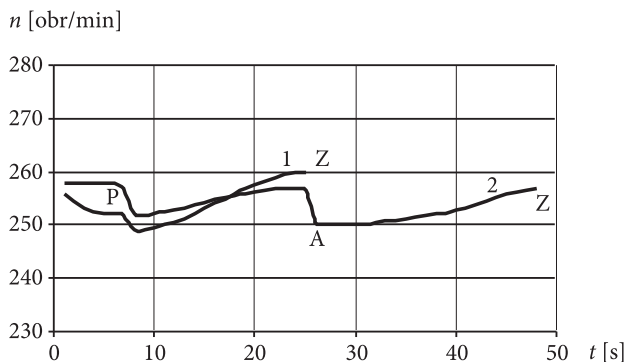


Rys. 2. Zależność czasu rozruchu  $t_r$  i czasu zaistnienia pierwszego samozapłonu  $t_z$  silnika AD3.152UR od temperatury

W okresie do pierwszego samozapłonu w cylindrach silnika zachodzą procesy, których rezultatem jest wytworzenie odpowiednich warunków dla jego zaistnienia [2, 7]:

- wzrost temperatury ścianek komory spalania w wyniku przejmowania ciepła od sprężanego powietrza oraz wskutek tarcia w zespole tłok–cylinder,
- osiadanie kroplek wtryskiwanego paliwa na ściankach tłoka i cylindra, przez co zwiększa się stopień zmiany objętości sprężanego w cylindrze powietrza,
- działanie paliwa powodujące uszczelnienie skojarzenia tłok–pierścienie tłokowe–cylinder.

Ocenę wpływu wymienionych czynników na przebieg fazy wstępnej przeprowadzono na podstawie wyników badań rozruchów realizowanych według różnych metod. Przykład przebiegu fazy wstępnej rozruchu silnika 6CT 107 w przypadku realizacji i braku wtryskiwania paliwa przedstawiono na rysunku 3. Rozruch realizowano przy ciągłej pracy rozrusznika.



Rys. 3. Zależność prędkości obrotowej wału korbowego silnika 6CT107 od czasu pracy rozrusznika w fazie wstępnej rozruchu: 1 — wtrysk paliwa realizowany od początku próby rozruchu; 2 — wtrysk paliwa realizowany od punktu A; Z — moment powstania pierwszego samozapłonu mieszanki w cylindrze silnika

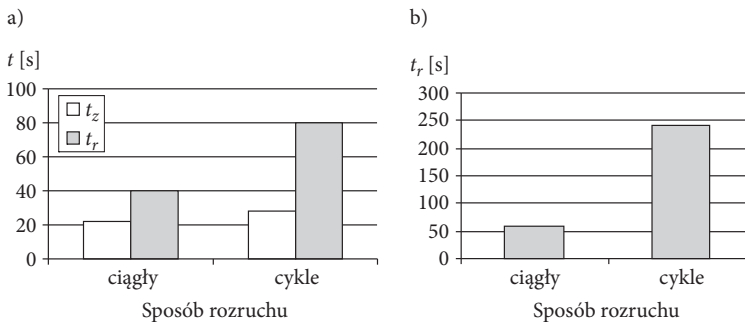
Krzywą 1 otrzymano podczas normalnej próby rozruchu silnika z wtryskiwaniem paliwa od chwili włączenia rozrusznika. W punkcie Z po czasie 25 s trwania fazy wstępnej stwierdzono powstanie pierwszego samozapłonu w cylindrze. Krzywą 2 otrzymano przy napędzaniu wału korbowego bez wtryskiwania paliwa do cylindrów, do chwili oznaczonej punktem A, odpowiadającej chwili zapłonu Z na krzywej 1. Celem tak przeprowadzonej próby rozruchu było określenie istotności wymienionych wyżej czynników na wytworzenie w cylindrze warunków do powstania pierwszego samozapłonu podczas rozruchu silnika o ZS w niskiej temperaturze. W tym przypadku pierwszy samozapłon nastąpił po łącznym czasie pracy rozrusznika 49 s. Wskazuje to więc na zasadniczy wpływ wtryskiwanego paliwa na kształtowanie warunków zaistnienia samozapłonu w fazie wstępnej rozruchu.

Część wtryskiwanego i rozpylonego paliwa osiada na ściankach denka tłoka, głowicy i cylindra. Powoduje ono zmniejszenie objętości komory sprężania, w efekcie zwiększa się rzeczywisty stopień zmiany objętości ładunku powietrza w suwie sprężania, a stąd wzrost jego parametrów termodynamicznych. Paliwo osiadające na ściankach cylindrów, w połączeniu z warstwą olejową pozostałą z uprzedniej pracy silnika, powoduje także uszczelnienie tłoka w cylindrze. Jest to czynnik zmniejszający ubytki masy ładunku powietrza w fazie sprężania, a przez to przyczyniający się również do wzrostu ciśnienia i temperatury podczas suwu sprężania. W bezpośrednim badaniu rozruchu wykazano więc wpływ wtryskiwania paliwa na kształtowanie warunków powstania pierwszego samozapłonu mieszanki w cylindrach silnika.

W wyniku długotrwałego napędzania wału korbowego następuje wzrost temperatury ścianek komory sprężania. Wpływ czynników cieplnych na przebieg procesów zapłonowych wykazano także poprzez odpowiedni dobór metodyki rozruchu. Podczas realizacji rozruchu silnika Z 8703 w temperaturze 262 K przy ciągłej pracy rozrusznika pierwszy zapłon wystąpił po 22 s. W tych samych wa-

runkach, przy pracy rozrusznika w cyklach trwających 5 s z przerwą 60 s, pierwszy samozapłon wystąpił po 28 s (rys. 4). Obserwowane wydłużenie czasu trwania fazy wstępnej wynosi około 27%. Zwiększenie czasu fazy wstępnej wynika tu zarówno ze zmniejszenia prędkości obrotowej wału korbowego przy napędzaniu cyklicznym (rys. 1), jak też zjawisk wymiany ciepła. Wskazuje to, że optymalne jest realizowanie rozruchu w sposób ciągły.

Druga faza rozruchu charakteryzuje się występowaniem zapłonów w cylindrach, przy czym dla podtrzymania danego stanu pracy niezbędne jest także napędzanie wału korbowego przez rozrusznik. Dla fazy drugiej rozruchu identyfikację czynników warunkujących występowanie procesów samozapłonu i spalania paliwa przeprowadzono także na podstawie badań rozruchu silników realizowanych wg różnych sposobów włączania rozrusznika. Przy ciągłej pracy rozrusznika silnik Z 8703 w temperaturze 262 K uzyskał stan samodzielnej pracy po 40 s, a w cyklach trwających 5 s z przerwą 60 s w czasie 80 s (rys. 4). Jeszcze większe zmiany czasu rozruchu stwierdzono w przypadku silnika RABA MAN, który przy realizacji rozruchu w cyklach pracy rozrusznika 45 s z przerwą 30 s uzyskał stan samodzielnej pracy po 60 s, zaś przy włączaniu rozrusznika na okres 10 s z przerwą 30 s w czasie 240 s.



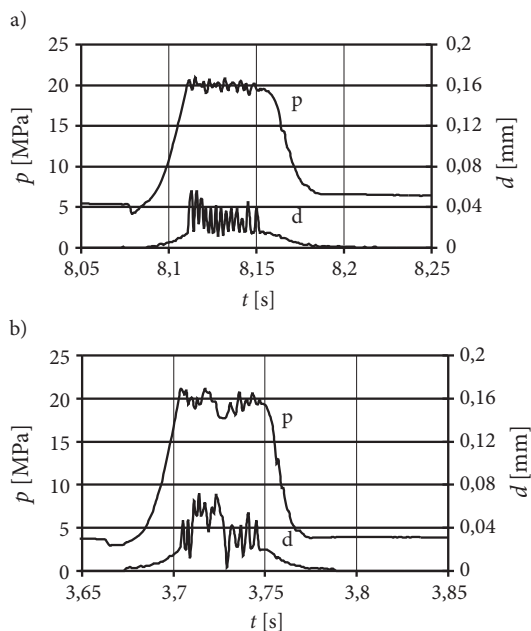
Rys. 4. Zależność czasu powstania samozapłonu ( $t_z$ ) i rozruchu silnika ( $t_r$ ) Z 8703 (a) oraz rozruchu silnika RABA MAN (b) od metody uruchamiania

Przyczyny tak znacznego wydłużenia czasu rozruchu realizowanego w krótkich cyklach pracy rozrusznika można wyjaśnić w sposób następujący: jeżeli w danym cyklu, zwłaszcza w końcowej jego fazie, proces spalania przebiega z większą sprawnością, to mniejsza część paliwa osiada na ściankach cylindrów. W związku z tym zmniejsza się również stopień uszczelnienia tłoka przez wtryskiwane paliwo. W trakcie trwania tego cyklu intensywniej wzrasta temperatura ścianek otaczających sprężany ładunek, jednak obniża się ona w okresie przerwy po jego zakończeniu. W konsekwencji pogarszają się warunki powstania samozapłonu i spalania paliwa w cyklu następnym. Z kolei w tym cyklu większa ilość paliwa osiada na ściankach cylindrów, zwiększając szczelność zespołu tłok-cylinder. Wskutek tego, w cyklu

kolejnym sprawność spalania jest większa. W drugiej fazie rozruchu realizowanej w cyklach pracy rozrusznika sprawność procesu spalania zależy więc zarówno od przyrostu temperatury ścian komory spalania, jak też od uszczelnienia tłoka przez wtryskiwane paliwo. Przy ciągłej pracy rozrusznika możliwe jest obniżenie granicznej temperatury rozruchu silników o  $1\div 2$  K.

### 3. Przebieg tworzenia i samozapłonu mieszanki podczas rozruchu silnika o ZS

Wtryskiwanie paliwa w warunkach uruchamiania silnika — napędzania wału korbowego przez układ rozruchowy silnika z małą prędkością obrotową — charakteryzuje się istotną specyfiką. Wartość dawki wtryskiwanego paliwa, czasowy przebieg wtryskiwania i kąt wyprzedzenia wtryskiwania paliwa zależne są od parametrów konstrukcyjnych pompy wtryskowej, jej parametrów regulacyjnych i prędkości wałka pompy. Na rysunku 5 przedstawiono przebieg wzniosu iglicy wtryskiwacza i ciśnienia wtrysku podczas wtryskiwania maksymalnej dawki paliwa w temperaturze  $-12^{\circ}\text{C}$  przez rozdzielaczową pompę wtryskową DPA silnika AD4.236 przy średnicy tłoczków głowicy pompy równej 7 mm oraz 8,5 mm. Średnia prędkość obrotowa



Rys. 5. Przebieg ciśnienia wtryskiwania paliwa  $p$  przez pompę DPA i wzniosu iglicy  $d$  wtryskiwacza podczas rozruchu silnika — średnica tłoczków głowicy 7 mm (a) i 8,5 mm (b)

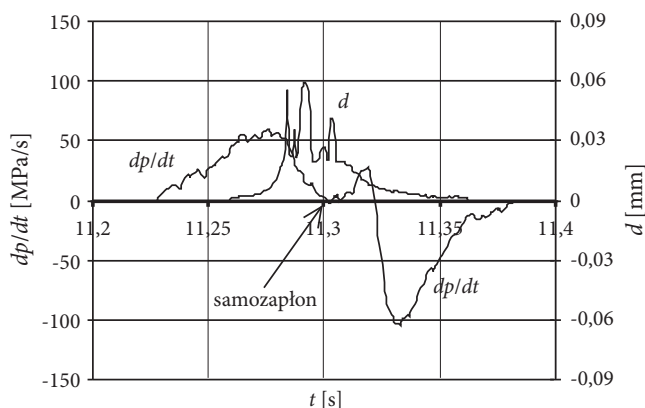
wału korbowego była równa około 120 obr/min, a w okresie wtryskiwania paliwa, ze względu na jej nierównomierność, około 65 obr/min.

Widoczne jest, że w tym zakresie prędkości wtryskiwanie paliwa zachodzi przy ciśnieniu praktycznie równym ciśnieniu otwarcia wtryskiwacza, a wtrysk paliwa następuje przy wielokrotnym osiadaniu jego iglicy w gnieździe — nie ma on charakteru ciągłego. Stopień nieciągłości wtryskiwania paliwa — liczba i czas trwania fazy osiadania iglicy w gnieździe — znacznie zmniejsza się w przypadku stosowania tłoczków głowicy pompy o zwiększonej średnicy, tj. 8,5 mm.

Kolejne fazy rozruchu charakteryzują się wzrostem wartości prędkości obrotowej wału korbowego i czasu wtryskiwania dawki paliwa do cylindrów uruchamianego silnika. Wtrysk paliwa może mieć już charakter procesu ciągłego, następuje wzrost ciśnienia wtryskiwania paliwa oraz zmiana charakteru przemieszczeń iglicy wtryskiwacza — nie obserwuje się jej osiadania w gnieździe. Konsekwencją tego jest zwiększenie intensywności przepływu paliwa przez otwory rozpylacza.

Dla powstania samozapłonu wtryskiwanego paliwa konieczne jest uzyskanie właściwej koncentracji reagentów i odpowiednich warunków zaistnienia reakcji. Na rysunku 6 przedstawiono wykres zależności wzniosu iglicy wtryskiwacza oraz gradientu ciśnienia dla czasu rozruchu silnika AD4.236, w którym powstał pierwszy samozapłon paliwa w cylindrze. Widoczne jest, że samozapłon następuje w chwili, gdy wtrysk paliwa jest praktycznie zakończony. W okresie wtryskiwania paliwa obszar nasycony parami paliwa jest wychłodzony w wyniku zachodzących procesów wymiany ciepła między wtryskiwanym paliwem i ładunkiem powietrza.

Intensywność wydzielania ciepła jest na tyle mała, że w okresie spalania gradient wzrostu ciśnienia w cylindrze nie przekracza jego wartości uzyskiwanych podczas sprężania. Taki proces spalania nie powoduje wzrostu maksymalnego ciśnienia w cylindrze silnika, ponieważ ma on miejsce po osiągnięciu maksimum ciśnienia

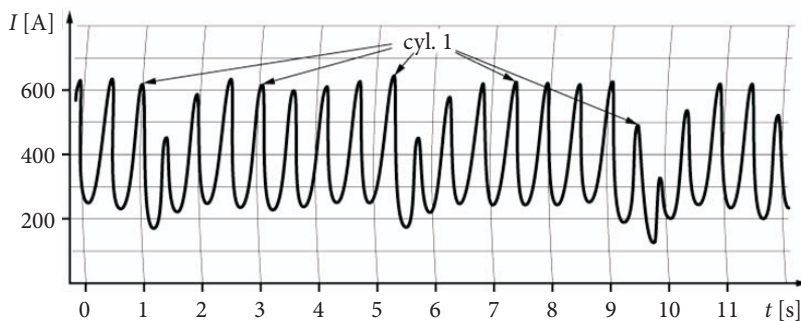


Rys. 6. Ilustracja przebiegu gradientu ciśnienia  $dp/dt$  w cylindrze silnika AD4.236 i wzniosu  $d$  iglicy wtryskiwacza podczas powstania pierwszego zapłonu w warunkach rozruchu

podczas sprężania (zauważalny jest jednak niewielki wzrost prędkości obrotowej wału korbowego silnika). Przebieg spalania z niewielkim wydzielaniem ciepła, trwający względnie długi okres czasu świadczy, że w spalaniu bierze udział niewielka ilość paliwa, które uległo odparowaniu w okresie zwłoki samozapłonu i spalanie ma charakter jednofazowy, kinetyczny. Ponadto przebieg procesu (jego długotrwałość) może wskazywać na istnienie więcej niż jednego ośrodka samozapłonu w różnych obszarach komory spalania (strefach objętych strugą paliwa).

W miarę trwania rozruchu silnika następuje zmniejszenie czasu zwłoki samozapłonu i czasu spalania paliwa. Zwiększa się też ilość wydzielonego ciepła. Rozwój procesów samozapłonu i spalania, a w konsekwencji wzrost prędkości obrotowej wału korbowego powodują, że silnik może podjąć samodzielną pracę.

Charakterystyczną cechą rozruchu silników o ZS w niskiej temperaturze jest zjawisko zaniku samozapłonu w tym cylindrze, w którym wystąpił on w poprzednim cyklu pracy silnika. Zjawisko to jest nazywane pracą silnika w „ośmiotakcie”. Jako główną przyczynę takiego przebiegu procesów zapłonowych wskazano ich losowy charakter [5]. Przykład rozruchu silnika AD4.236 ilustrujący zjawisko pracy w „ośmiotakcie” przedstawiono na rysunku 7. W wyodrębnionym cylindrze (cylinder ten oznaczony: cyl. 1) dwukrotnie wystąpiło zjawisko pracy silnika w ośmiotakcie.



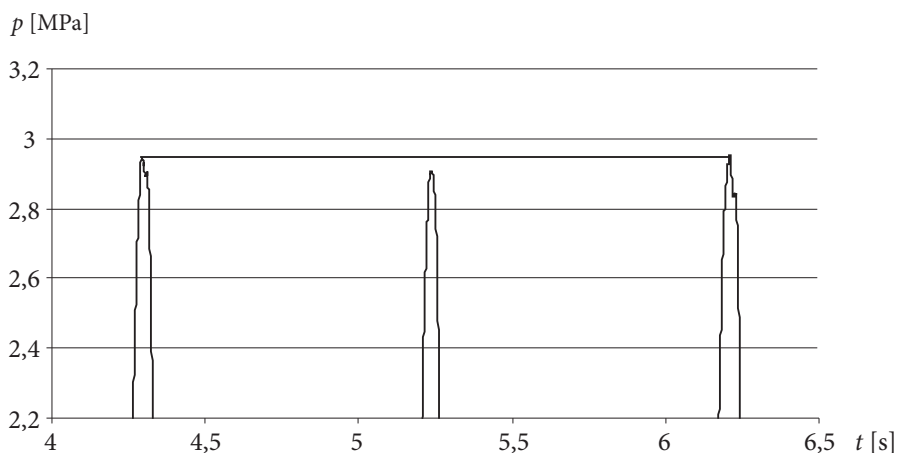
Rys. 7. Przebieg zmian natężenia prądu pobieranego przez rozrusznik silnika AD4.236 od czasu ilustrujący efekt pracy w ośmiotakcie podczas rozruchu w niskiej temperaturze

Istnieje szereg prawidłowości występowania zjawiska pracy w ośmiotakcie, które sformułowano na podstawie wyników badań własnych:

- intensywność występowania zjawiska zwiększa się w miarę obniżania temperatury,
- efekt zaniku samozapłonu może wystąpić w kilku kolejnych cyklach — praca silnika w „wielotakcie”,
- zjawisko zaniku ma miejsce również po kolejnych dwu lub nawet trzech samozapłonach w tym samym cylindrze silnika, jeżeli ich intensywność jest niewielka,

- zanik samozapłonu może wystąpić w wielu cylindrach silnika po krótkotrwałym zwiększeniu (wskutek spalania paliwa) prędkości obrotowej wału korbowego,
- przebieg zjawiska jest zależny od intensywności poprzedzającego go procesu spalania — jeżeli intensywność spalania jest duża, brak samozapłonu może mieć miejsce nawet w wielu kolejnych cyklach pracy silnika, a przy małej intensywności spalania efekt pracy w ośmiotakcie może nie wystąpić.

Wykazano, że dla powstania podczas rozruchu silnika o ZS efektu pracy w „ośmiotakcie” podstawowe znaczenie ma zaburzenie działania uszczelniającego tłok przez wtryskiwane i osiadające na powierzchni cylindra paliwo. Zjawisko zaniku samozapłonu w jednym z cylindrów silnika AD4.236 przedstawiono na rysunku 8, gdzie pokazano zarejestrowany przebieg ciśnienia sprężania (przedział maksymalnych jego wartości) w trzech kolejnych cyklach jego pracy. Wskazuje on jednoznacznie na relacje wartości maksymalnych ciśnienia w kolejnych cyklach pracy we wskazanym cylindrze.



Rys. 8. Przebieg ciśnienia w cylindrze silnika AD4.236 przedstawiający efekt pracy w ośmiotakcie podczas rozruchu w niskiej temperaturze

W pierwszym i trzecim pokazanym cyklu pracy wystąpił samozapłon paliwa, na tyle mało intensywny, że maksymalna wartość ciśnienia ładunku nie uległa zmianie (wzrost ciśnienia nastąpił po osiągnięciu jego wartości maksymalnej). Najwyższa wartość ciśnienia maksymalnego wystąpiła w tym cylindrze w cyklach pracy, w których wystąpił zapłon, m.in. w cyklu pierwszym. W kolejnym cyklu, drugim na rysunku, wartość ciśnienia była najniższa i w tym cyklu nie wystąpił samozapłon wtryskiwanego paliwa. W trzecim cyklu ciśnienie (i odpowiednio temperatura) ładunku w cylindrze ponownie wzrosło, co stało się warunkiem

wystarczającym do powstania samozapłonu. Różnice wartości maksymalnej ciśnienia niewątpliwie wynikają tu ze zróżnicowania stopnia uszczelnienia cylindra przez wtryskiwane paliwo.

#### 4. Zależność procesu rozruchu od parametrów regulacyjnych silnika

Zależności właściwości rozruchowych silnika spalinowego od cech konstrukcyjnych, parametrów regulacyjnych jego układów i czynników eksploatacyjnych nazywane są jego regulacyjnymi charakterystykami rozruchowymi. Makroskopowym parametrem oceny może być wartość granicznej temperatury rozruchu lub czas uruchomienia silnika przy stałej wartości temperatury otoczenia. Dodatkowy parametr oceny może stanowić tu czas powstania pierwszego samozapłonu w cylindrach silnika. Podstawowe znaczenie zarówno poznawcze, jak i aplikacyjne, mają charakterystyki regulacyjne silników w funkcji parametrów układu zasilania: kąta wyprzedzenia wtrysku, dawki paliwa i ciśnienia otwarcia wtryskiwacza.

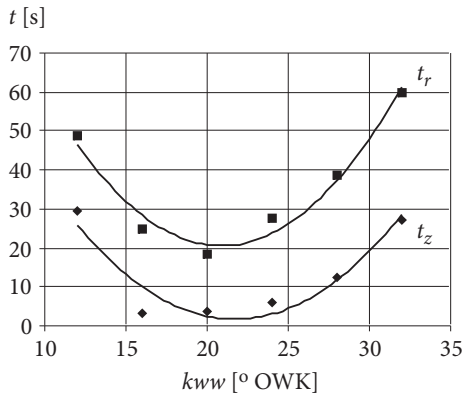
Często charakterystyki rozruchowe silników można opisać za pomocą prostych funkcji regresji. Stanowią one matematyczne modele empiryczne badanego obiektu lub procesu, tzw. funkcje obiektu badań. Pozwalają na uogólnienie wyników eksperymentu i rozszerzenie zakresu wnioskowania o procesach, m.in. poprzez wykonanie operacji matematycznych na uzyskanych funkcjach, np. poszukiwanie wartości optymalnych, ekstrapolacja, itp.

Kąt wyprzedzenia wtrysku paliwa jest podstawowym parametrem regulacyjnym układu zasilania paliwem silnika o ZS. Jego istotną zaletą jest względnie duża łatwość realizacji technicznej zmiany wartości zależnie od warunków pracy silnika, w tym także w warunkach rozruchu poprzez stosowanie przestawiaczy kąta wtrysku. Dodatkowe możliwości w zakresie sterowania parametrami regulacyjnymi układu zasilania paliwem stwarzają elektroniczne układy sterujące pracą silnika. Wyniki badań charakterystyki regulacyjnej jako funkcji kąta wyprzedzenia wtrysku dla silnika AD4.236 przedstawiono na rysunku 9. Zależności czasu wystąpienia pierwszego samozapłonu  $t_z$  i czasu rozruchu  $t_r$ , wyrażone w sekundach od wartości kąta wyprzedzenia wtrysku  $\varphi$ , wyrażonego w stopniach obrotu wału korbowego, opisano za pomocą wielomianów drugiego stopnia:

$$t_z = 0,2555\varphi^2 - 11,1\varphi + 122,3, \quad (1)$$

$$t_r = 0,331\varphi^2 - 13,82\varphi + 164,9. \quad (2)$$

Wyznaczono optymalne dla rozruchu wartości kąta wyprzedzenia wtrysku, które są w przybliżeniu równe: dla czasu zapłonu — 22°OWK i czasu rozruchu



Rys. 9. Zależność czasu wystąpienia pierwszego samozapłonu  $t_z$  i czasu rozruchu  $t_r$  silnika AD4.236 od wartości kąta wyprzedzenia wtrysku w temperaturze  $-12^\circ\text{C}$

—  $21^\circ\text{OWK}$ . Interpretację wpływu kąta wyprzedzenia wtrysku na rozruch silnika można uzyskać, rozważając zależność okresu zwłoki samozapłonu paliwa od parametrów termodynamicznych ładunku powietrza w cylindrze. Okres opóźnienia samozapłonu można podzielić na odcinki czasowe  $t_i$ , w których temperatura i ciśnienie ładunku są określone przez wartości:  $T_i$ ,  $p_i$ . W związku z tym w każdym okresie  $t_i$  zachodzi część reakcji przedpłomiennych równa  $\frac{t_i}{\tau_i}$ , gdzie  $\tau_i$  jest wartością czasu zwłoki samozapłonu przy danych parametrach powietrza  $T_i$ ,  $p_i$ . Oczywiście jest, że optymalną dla czasu samozapłonu wartość kąta wyprzedzenia wtrysku można określić poprzez spełnienie kryterium (w pewnym okresie trwania rozruchu samozapłony paliwa nie występują):

$$\sum_i \frac{t_i}{\tau_i} \rightarrow \max, \quad (3)$$

w którym granice sumowania określa początek i koniec wtrysku paliwa.

Zatem optymalne dla warunków rozruchu silnika wartości kąta wyprzedzenia wtrysku są w przybliżeniu równe połowie kąta trwania wtryskiwania paliwa względem położenia kąтового tłoka, w którym osiągnięta jest maksymalna wartość temperatury i ciśnienia sprężanego ładunku powietrza. Wiadomo, że maksymalne wartości parametrów termodynamicznych sprężanego ładunku powietrza nie są osiągnięte w GMP tłoka, lecz kilka stopni obrotu wału przed GMP, zależnie od prędkości obrotowej wału korbowego [4]. Wynika stąd również, że optymalna wartość kąta wyprzedzenia wtrysku jest także zależna od prędkości obrotowej wału korbowego.

W początkowej fazie rozruchu silnika o ZS w niskiej temperaturze ciśnienie wtryskiwania paliwa jest praktycznie równe ciśnieniu otwarcia wtryskiwacza. Determinuje ono prędkość wypływu i jakość rozpylenia paliwa wtryskiwanego do cylindrów

uruchamianego silnika. Wpływa na tworzenie mieszanki paliwowo-powietrznej i możliwość jej zapłonu, a przez to na właściwości rozruchowe silników.

Zależności parametrów rozruchu silnika AD4.236 od ciśnienia otwarcia wtryskiwacza opisano za pomocą wielomianów drugiego stopnia [4]. Istnieją również optymalne wartości ciśnienia otwarcia dla czasu powstania samozapłonu i rozruchu silnika, przy tym różnią się one dość znacznie. Optymalna w warunkach rozruchu wartość ciśnienia otwarcia wtryskiwacza dla czasu powstania samozapłonu jest równa około 29 MPa, zaś dla czasu rozruchu silnika 18,7 MPa. Tak znaczne zróżnicowanie optymalnej wartości ciśnienia otwarcia wtryskiwacza dla różnych faz rozruchu wynika niewątpliwie z dynamicznego oddziaływania prędkości obrotowej wału korbowego na rzeczywiste parametry wtryskiwania paliwa w drugiej fazie rozruchu, tj. w okresie podejmowania przez silnik samodzielnej pracy. Dla niskich wartości ciśnienia wzrasta czas trwania pierwszej fazy rozruchu, a czas trwania drugiej fazy rozruchu znacznie wzrasta dla dużych wartości ciśnienia. Wskazuje to na dużą złożoność wpływu tego parametru na rozruch silnika w różnych jego fazach.

W fazie wstępnej rozruchu jakość rozpylenia paliwa zadowalającą dla szybkości tworzenia i samozapłonu mieszaniny palnej uzyskano przy wartościach ciśnienia otwarcia wtryskiwacza większych od 20 MPa. Świadczy o tym mała wartość czasu powstania pierwszego samozapłonu w cylindrach silnika. Przy niższych wartościach ciśnienia pogorszenie jakości rozpylenia jest kompensowane postępującym w miarę trwania rozruchu zwiększaniem stopnia zmiany objętości ładunku w procesie sprężania wskutek osiadania paliwa na dnie tłoka. Wraz ze wzrostem wartości ciśnienia otwarcia wtryskiwacza zwiększa się czas trwania drugiej fazy rozruchu silnika, gdzie wskutek zwiększenia prędkości obrotowej wału korbowego następuje istotny wzrost ciśnienia wtryskiwania paliwa przewyższający znacznie ciśnienie otwarcia wtryskiwacza. Jest to korzystne w przedziale małych wartości ciśnienia otwarcia wtryskiwacza, gdzie następuje poprawa warunków tworzenia mieszanki i jej samozapłonu. Natomiast w przedziale zwiększonych wartości ciśnienia otwarcia wtryskiwacza wzrost ciśnienia wtryskiwania paliwa powoduje zwiększenie intensywności wymiany ciepła ze sprężonym powietrzem i nadmierne obniżenie temperatury strefy strugi paliwa. Jest to czynnik zmniejszający szybkość reakcji przedpłomiennych i sprawność spalania, stąd wydłużenie czasu podjęcia samodzielnej pracy przez silnik.

W pompie wtryskowej eksploatowanego silnika sterowanie zmianą dawki paliwa następuje poprzez zmianę skoku czynnego elementu tłoczącego. Analogicznie dotyczy to także zmiany dawki paliwa uruchamianego silnika. Zrealizowano badania wpływu dawki paliwa na rozruch silnika AD4.236 zmienianej zarówno poprzez zmianę wartości skoku elementu tłoczącego, jak również średnicy tłoczków pompy wtryskowej DPA. Wartości skoku tłoczków głowic regulowano za pomocą zmiany położenia płytki regulacyjnej pompy wtryskowej. Podczas badań zostały ustalone cztery stałe położenia płytki regulacyjnej, które określono w odniesieniu do wartości

dawki paliwa zmierzonej dla głowicy pompy o średnicy tłoczków 8,5 mm przy prędkości obrotowej wałka pompy 100 obr/min. Kolejne położenia płytki regulacyjnej odpowiadały tłoczonej względnej dawce paliwa  $q$  równej 1 (dawka maksymalna), 0,75, 0,54, 0,37. Podczas badań stosowano głowice o średnicach tłoczków 7, 8,5 oraz 9 mm. W temperaturze  $-12^{\circ}\text{C}$  nie było możliwe uzyskanie rozruchu silnika przy zastosowaniu głowicy z tłoczkami o średnicy 7 mm dla ustalonej najmniejszej wartości dawki paliwa 0,37  $q$  (nie uzyskano także rozruchu silnika w przypadku średnicy tłoczków — 6 mm).

Również w tym przypadku rozruchowe charakterystyki regulacyjne silnika można na ogół opisać za pomocą wielomianów drugiego stopnia i istnieje tutaj także optymalna wartość dawki rozruchowej paliwa ustalana zarówno za pomocą czynnego skoku tłoczka, jak też i jego średnicy. Stwierdzono, że istnieje wzajemna zależność (korelacja odwrotna) oddziaływania na parametry rozruchowe silnika ustalonej wartości dawki paliwa za pomocą czynnego skoku tłoczków pompy wtryskowej oraz ich średnicy.

Określając mechanizmy oddziaływania dawki paliwa na przebieg fazy wstępnej rozruchu (do wystąpienia pierwszego zapłonu), należy uwzględnić jej wpływ na:

- zmianę parametrów termodynamicznych sprężanego ładunku powietrza w trakcie trwania rozruchu,
- charakterystykę wtrysku i rozpylenia paliwa oraz procesy zapłonowe.

Zmiana czynnego skoku tłoczków pompy wtryskowej oraz zmiana ich średnicy, powodując zmianę objętości wtryskiwanego do cylindra paliwa, w odmienny sposób wpływa na zmianę parametrów wtryskiwania dawki paliwa, charakterystykę jego rozpylenia, a przez to na przebieg tworzenia i zapłonu mieszanki paliwa i powietrza podczas rozruchu silnika. Zmiana objętości dawki paliwa za pomocą zmiany czynnego skoku tłoczka nie powoduje zmian charakterystyk wtrysku i rozpylenia paliwa, zmienia jedynie czas trwania wtrysku. Zmiana średnicy tłoczków powodowałaby zmiany intensywności wypływu paliwa z dysz rozpylaczy, a więc zmiany jakości rozpylenia paliwa, gdyby wtrysk paliwa miał charakter procesu ciągłego. Jednak przy nieciągłym wtryskiwaniu paliwa, stałej wartości ciśnienia wtrysku, zwiększenie średnicy tłoczków powoduje zmianę stopnia nieciągłości wtrysku paliwa, rozumianego jako stosunek czasu rzeczywistego wtryskiwania paliwa do nominalnego czasu trwania wtrysku.

Zwiększenie objętości wtryskiwanej dawki paliwa, niezależnie od mechanizmu jej zmiany, zwiększa ilość paliwa osiadającego na ściankach komory cylindra. Powoduje to przyspieszenie procesu uszczelniania tłoka, zwiększenia rzeczywistego stopnia zmiany objętości sprężanego w cylindrze powietrza i jest czynnikiem zmniejszającym czas trwania fazy wstępnej i odpowiednio czas rozruchu. Równocześnie jednak, wtryskiwanie zwiększonej dawki paliwa powoduje obniżenie parametrów sprężanego powietrza w cylindrze, w wyniku wymiany ciepła ze strugą paliwa. Ma to miejsce zarówno przy zwiększeniu czasu trwania wtrysku (skoku czynnego

łoczków) jak też i wzrostu intensywności wtryskiwania paliwa przy zwiększeniu średnicy tłoczków. Dlatego istnieje tu optymalna wartość dawki zarówno ze względu na wartość skoku czynnego jak też średnicę tłoczków.

W przypadku zmiany dawki wtryskiwanego paliwa uzyskiwanej poprzez zmiany czynnego skoku elementu tłoczącego pompy wtryskowej, wartość optymalna dawki paliwa wynika z relacji okresu zwłoki samozapłonu i czasu wtryskiwania paliwa. Przy wartości dawki mniejszej od optymalnej, samozapłon paliwa nie wystąpi w danych warunkach, ponieważ okres zwłoki samozapłonu jest większy od czasu wtryskiwania paliwa. W okresie wtryskiwania paliwa mieszanka nie osiąga składu w granicach zapalności. Dla dawki większej od optymalnej samozapłon nie występuje, ponieważ obszar objęty strugą paliwa staje się nadmiernie wychłodzony wskutek nadmiernego wydłużenia procesu wtryskiwania paliwa. Konieczne jest wówczas zwiększenie czasu napędzania wału korbowego przez układ rozruchowy — wydłużenie czasu trwania fazy wstępnej w celu podwyższenia parametrów termodynamicznych sprężanego powietrza.

Występowanie optymalnej dawki ze względu na skok tłoka pompy świadczy też, że pierwsze zapłony mieszanki paliwa i powietrza podczas rozruchu silnika występują w fazie gazowej, w obszarze objętym strugą, po zakończeniu wtryskiwania paliwa. Z kolei przy zmianie średnicy tłoczków pompy — stopnia nieciągłości wtryskiwania paliwa — nadmierne jej zmniejszenie powoduje, że szybkość tworzenia mieszaniny paliwa jest zbyt niska i nie osiąga ona składu w granicach zapalności. W przypadku zbyt dużej średnicy tłoczków powstaje duża ilość kropel paliwa, które pobierają dużo ciepła na ogrzanie przy jednocześnie ograniczonej intensywności parowania. Następuje nadmierne obniżenie temperatury ładunku w strefie strugi i zapłon również nie występuje. Wówczas konieczne jest odpowiednie wydłużenie czasu pracy rozrusznika do zainicjowania procesów zapłonu i spalania. Przy tym dla większej średnicy tłoczków optymalna dla warunków rozruchu jest wartość dawki uzyskiwana przy mniejszym ich skoku czynnym i podobnie, przy ustalonym zwiększonym skoku tłoczka optymalną dawkę uzyskuje się dla mniejszej średnicy. Istnienie wartości optymalnej dawki paliwa świadczy, że większe znaczenie dla przebiegu fazy wstępnej ma mechanizm wpływu na zapłon pojedynczej dawki paliwa niż efekt uszczelnienia tłoka w cylindrze przez wtryskiwane paliwo.

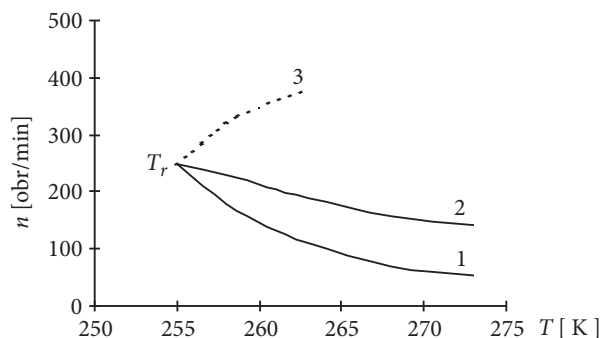
W fazie drugiej rozruchu, przy występowaniu samozapłonów, wzrost prędkości obrotowej wału korbowego powoduje wzrost ciśnienia wtrysku i natężenia wypływu paliwa z rozpylaczy. Powoduje to poprawę jakości rozpylenia i parowania paliwa, zwiększa intensywność wymiany ciepła między rozpylanym paliwem i powietrzem. Stwierdzono to zwłaszcza dla dyszy o średnicy 9 mm i maksymalnego skoku tłoczków, gdzie występuje znaczny wzrost czasu trwania drugiej fazy rozruchu.

## 5. Wpływ prędkości obrotowej wału korbowego na rozruch silnika o ZS

Prędkość obrotowa jest czynnikiem wymuszającym procesy rozruchowe silnika i złożoność jej wpływu na rozruch wyraża się istnieniem szeregu jej różnych wartości. Dla rozruchu naturalnego silnika o ZS podstawowe znaczenie ma minimalna rozruchowa prędkość obrotowa silnika. Jej istnienie wyraża fakt, że dla rozruchu naturalnego silnika (w ustalonym czasie maksymalnym) konieczne jest zapewnienie prędkości obrotowej wału nie mniejszej od tej wartości. Jednakże, zwłaszcza w zakresie najniższej temperatury uruchamiania silników, możliwości poprawy właściwości rozruchowych silnika poprzez zwiększenie prędkości obrotowej są ograniczone — istnieje optymalna prędkość obrotowa rozruchu. Istnienie optymalnej prędkości obrotowej rozruchu wyraża stan równowagi pomiędzy dodatnimi (wzrost temperatury i ciśnienia ładunku, poprawa jakości rozpylenia paliwa) i ujemnymi (obniżenie temperatury strefy strugi wskutek wzrostu intensywności wymiany ciepła między paliwem i ładunkiem powietrza) skutkami zwiększania prędkości obrotowej wału korbowego w tym zakresie jej wartości, co utrudnia powstanie zapłonu rozpylonego paliwa. Jej wartość jest większa w niższej temperaturze, co wynika z wpływu lepkości, która jest większa w niższej temperaturze, na jakość rozpylenia paliwa. Im niższa jest temperatura silnika i paliwa, przy tym wyższej prędkości obrotowej osiągnąta jest „równowaga” skutków jej wzrostu.

Istnienie maksymalnej prędkości obrotowej rozruchu jest konsekwencją istnienia jej wartości minimalnej i optymalnej. Zależność rozruchowych prędkości: minimalnej, optymalnej i maksymalnej silnika od temperatury dla silnika SW680 przedstawiono na rysunku 10.

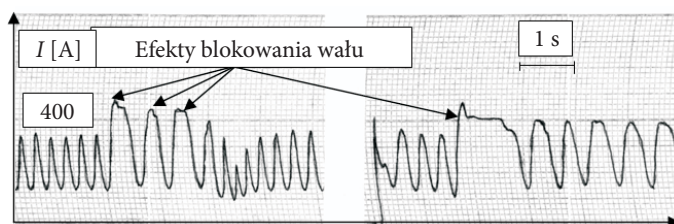
Na płaszczyźnie  $(T, n)$  (temperatura, prędkość obrotowa wału korbowego — rys. 10) znajduje się punkt, w którym wartości trzech rozruchowych prędkości obrotowych silnika o zapłonie samoczynnym: minimalnej, optymalnej i maksymal-



Rys. 10. Rozruchowe prędkości obrotowe silnika SW680 wyznaczone na podstawie charakterystyki uniwersalnej: 1 — minimalna; 2 — optymalna; 3 — maksymalna

nej są równe. Punkt ten nazwano: „potrójny punkt rozruchowy silnika o zapłonie samoczynnym” —  $T_r$ . Jego współrzędne wyznaczają najniższą temperaturę rozruchu naturalnego silnika przy jednej tylko, ściśle określonej wartości prędkości obrotowej wału korbowego. Oznacza to, że istnieje wynikająca z właściwości procesów zachodzących w silniku granica możliwości jego uruchomienia.

W rozruchu wspomaganym silnika o ZS wyróżniono graniczną prędkość obrotową silnika — jest to najwyższa wartość prędkości obrotowej wału, przy której powstaniu samozapłonu paliwa towarzyszą zjawiska chwilowego blokowania wału korbowego (rys. 11).



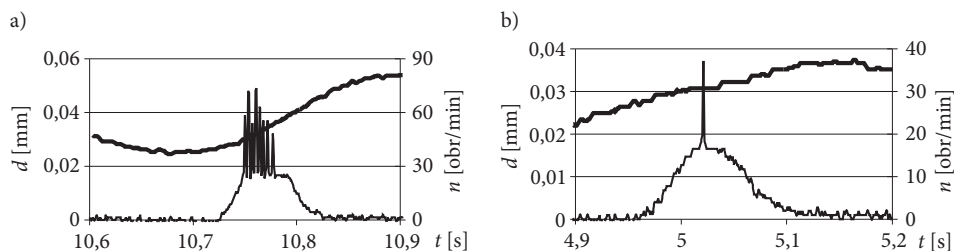
Rys. 11. Przebiegi natężenia prądu pobieranego przez rozrusznik podczas wspomaganego za pomocą świecy płomieniowej rozruchu silnika AD4.236 — efekt blokowania wału korbowego

Przyczyną blokowania wału korbowego jest powstanie samozapłonu i spalanie wtrysniętej dawki paliwa przed przejściem tłoka za GMP. Korzystne warunki samozapłonu paliwa stwarza np. działanie świecy płomieniowej, co przy niskiej wartości prędkości obrotowej wału korbowego powoduje powstanie wysokiego ciśnienia gazów hamującego jego ruch. Ta wartość prędkości obrotowej (rzędu 70÷80 obr/min), przy której występuje efekt blokowania wału, stanowi więc pewnego rodzaju granicę możliwości uruchomienia silnika.

Przy niskiej wartości prędkości napędzania wału korbowego może nastąpić przerwanie tłoczenia paliwa przez pompę wtryskową. Najniższa wartość prędkości, przy której realizowane jest jeszcze wtryskiwanie paliwa do cylindrów silnika, jest więc konieczną rozruchową prędkością obrotową silnika. Wartość koniecznej rozruchowej prędkości obrotowej silnika jest zależna od średnicy tłoczków pompy i dawki paliwa ustalonej poprzez wartość czynnego skoku tłoczków oraz lepkości paliwa i ciśnienia otwarcia wtryskiwacza.

Na rysunku 12 pokazano rezultaty badań wzniosu iglicy wtryskiwacza podczas rozruchu silnika AD4.236 — przy prędkości wału korbowego 30 obr/min zarejestrowano jedynie pojedynczy wznios iglicy umożliwiający wtryskiwanie paliwa — praktycznie więc wtryskiwanie nie wystąpiło.

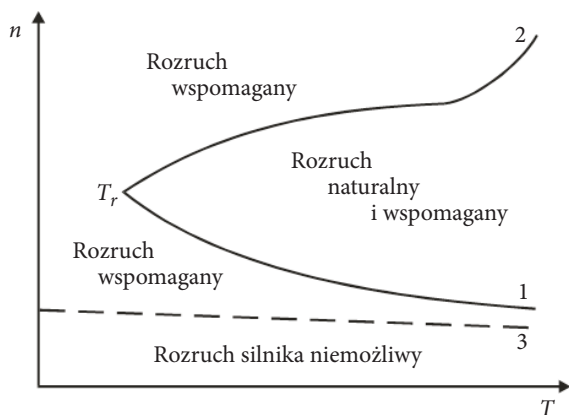
Fakt istnienia minimalnej, maksymalnej i granicznej (lub koniecznej) rozruchowej prędkości obrotowej wału korbowego pozwala na dokonanie podziału



Rys. 12. Przemieszczenie iglicy wtryskiwacza  $d$  przy różnych wartościach prędkości wału korbowego silnika AD4.236  $n$ : a) około 45÷50 obr/min; b) około 30 obr/min

płaszczyzny we współrzędnych temperatura–prędkość obrotowa wału korbowego ( $T, n$ ) na trzy „obszary rozruchowe silnika” (rys. 13), w których odpowiednio:

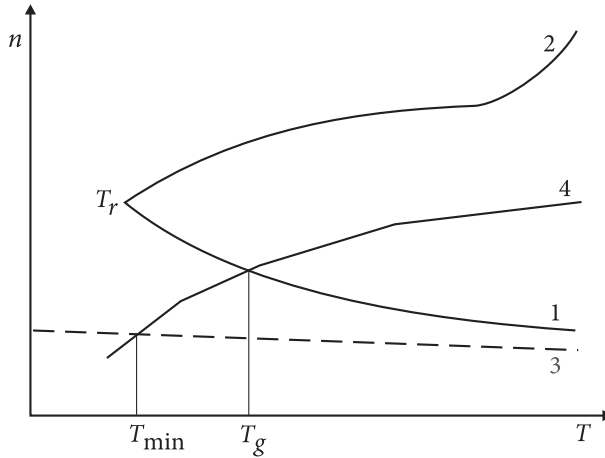
- rozruch silnika nie jest możliwy;
- możliwy jest rozruch silnika z użyciem środków wspomagania;
- możliwy jest rozruch naturalny (i wspomagany) silnika.



Rys. 13. Podział płaszczyzny ( $T, n$ ) na obszary rozruchowe silnika o zapłonie samoczynnym: 1, 2, 3 — odpowiednio: minimalna, maksymalna, graniczna (lub konieczna) rozruchowa prędkość obrotowa silnika;  $T_r$  — potrójny punkt rozruchowy

Jeżeli na rysunku 13 zaznaczyć linię przedstawiającą zależność od temperatury prędkości obrotowej wału korbowego wymuszanej przez układ rozruchowy (krzywa 4 na rysunku 14), to:

- punkt jej przecięcia z krzywą prędkości minimalnej wyznacza wartość granicznej temperatury rozruchu naturalnego silnika  $T_g$ ,
- punkt przecięcia z krzywą prędkości granicznej (lub koniecznej) wyznacza wartość najniższą temperatury rozruchu silnika  $T_{\min}$  przy użyciu środków



Rys. 14. Wyznaczanie temperatur rozruchu silnika o zapłonie samoczynnym na podstawie obszarów rozruchowych: 1, 2, 3, 4 — odpowiednio: minimalna, maksymalna, graniczna (lub konieczna) rozruchowa prędkość obrotowa, prędkość obrotowa wymuszana przez układ rozruchowy;  $T_r$  — potrójny punkt rozruchowy

wspomagania wpływających na warunki tworzenia i samozapłonu mieszanki paliwowo-powietrznej,

- uzyskanie rozruchu w temperaturze niższej od  $T_{\min}$  wymaga użycia takich środków wspomagania, które umożliwiają także zmianę wartości wymuszanej prędkości obrotowej wału korbowego (podgrzewacze rozruchowe elektryczne i spalinowe).

Na podstawie danych obszarów rozruchowych — przebiegów prędkości minimalnej i granicznej oraz wymuszanej przez rozrusznik — można określić właściwości rozruchowe silnika oraz rodzaj koniecznych środków wspomagania rozruchu.

Na podstawie analizy oddziaływania prędkości obrotowej napędzanego wału korbowego można sformułować makroskopowe, z punktu widzenia wymuszeń zewnętrznych, warunki rozruchu silnika o zapłonie samoczynnym:

- napędzanie wału korbowego z prędkością większą lub równą prędkości granicznej (koniecznej) oraz maksymalnej stanowi warunek konieczny rozruchu. Dla podjęcia przez silnik samodzielnej pracy wystarcza wówczas spowodowanie samozapłonu wytworzonej mieszanki (np. przy użyciu środków wspomagania rozruchu);
- napędzanie wału korbowego z prędkością nie mniejszą niż minimalna i nie większą niż maksymalna jest warunkiem koniecznym i wystarczającym rozruchu silnika w zakresie temperatury, w którym one istnieją, a więc wyższej od temperatury potrójnego punktu rozruchowego.

Sformułowano również kryteria powstania samozapłonu (rozruchu) w skali mikro (z punktu widzenia procesów zachodzących w cylindrach silnika), które

mogą być zamiennie użyte w modelach obliczeniowych dla rozruchu danego silnika realizowanego w różnych warunkach, np. dla różnych wartości kąta wyprzedzenia wtrysku paliwa, różnych prędkości obrotowych wału korbowego:

- dla powstania samozapłonu (rozruchu silnika) konieczna jest równość temperatury sprężanego powietrza w okresie rozpoczęcia wtryskiwania paliwa (przed GMP);
- dla powstania samozapłonu (rozruchu) konieczna jest równość całki działania temperatury  $K$  sprężonego powietrza w cylindrach silnika:

$$K = \int_{t_1}^{t_2} T \cdot dt \frac{\pi}{6}, \quad (4)$$

gdzie granice całkowania określa czas początku i końca wtryskiwania paliwa.

Dokonano weryfikacji tak określonych kryteriów rozruchu, wyznaczając przebieg minimalnej prędkości obrotowej rozruchu silnika AD4.236 w funkcji temperatury według opracowanego modelu obliczeniowego [4].

## 6. Podsumowanie

Spowodowanie samozapłonu wtryskiwanego do cylindrów silnika może być sformułowane jako cel działań związanych z uruchamianiem silnika oraz jako ogólne kryterium rozruchu. Spośród zjawisk powodujących powstanie samozapłonu i rozwój procesów zapłonowych najistotniejsze znaczenie ma wtryskiwanie do cylindrów paliwa, które, osiadając na ściankach komory sprężania, uszczelnia tłok w cylindrze i zwiększa rzeczywisty stopień zmiany objętości sprężanego powietrza. Optymalne wykorzystanie tych zjawisk i procesów zachodzących w cylindrach silnika o ZS dla spowodowania pierwszego samozapłonu i rozwoju procesów zapłonowych we wszystkich fazach jego rozruchu zapewnia metoda stosowania ciągłej pracy rozrusznika podczas napędzania wału korbowego uruchamianego silnika.

Jedną z charakterystycznych cech przebiegu rozruchu silników o ZS jest zjawisko tzw. pracy silnika w ośmiotakcie, czyli zaniku samozapłonu paliwa w tym cylindrze silnika, w którym wystąpił on w cyklu poprzednim. Wykazano, że przyczyną tego jest zanik działania uszczelniającego tłok w cylindrze przez wtryskiwane paliwo przy wystąpieniu samozapłonu.

Możliwość powstania samozapłonu i rozruchu silnika o ZS jest zależna od jego cech konstrukcyjnych, regulacyjnych i eksploatacyjnych wpływających na procesy sprężania ładunku i wtryskiwania paliwa do cylindrów. Szczególnie istotne znaczenie mają tu zależności procesów rozruchu od parametrów regulacyjnych układu zasilania paliwem, takich jak kąt wyprzedzenia wtrysku, ciśnienie otwarcia wtryskiwacza i dawka paliwa. Istnieją wartości optymalne tych parametrów

zapewniające minimalne wartości czasu powstania samozapłonu i rozruchu silnika. Przedstawiono odpowiednie interpretacje, uzupełniające istniejące modele uzasadniające istnienie optymalnych wartości parametrów regulacyjnych dla warunków rozruchu.

Najbardziej złożony jest wpływ prędkości obrotowej wału korbowego wymuszanej przez rozrusznik na rozruch silnika o zapłonie samoczynnym. Wyraża się on istnieniem jej charakterystycznych wartości odpowiednio dla rozruchu naturalnego i wspomaganego: minimalnej, optymalnej, maksymalnej, granicznej i koniecznej. Istnienie prędkości obrotowych rozruchu naturalnego wynika z relacji gęstości energii ładunku sprężanego powietrza i niezbędnej dla zaistnienia przemian paliwa. Potrójny punkt rozruchowy silnika wyznacza granicę jego rozruchu naturalnego.

Na płaszczyźnie: temperatura, prędkość obrotowa wału korbowego wyznaczono obszary rozruchowe silnika, w których odpowiednio możliwy jest rozruch naturalny lub wspomagany silnika oraz uzyskanie rozruchu nie jest możliwe. Obszary rozruchowe mogą być wykorzystane jako narzędzie do interpretacji lub wyznaczania właściwości rozruchowych silników o ZS. Dokonana analiza zjawisk tworzenia mieszanki i zapłonu umożliwiła sformułowanie kryteriów rozruchu silników o ZS.

Artykuł wpłynął do redakcji 20.07.2009 r. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano we wrześniu 2009 r.

#### LITERATURA

- [1] Н. Х. Дяченко, *Теория двигателей внутреннего сгорания*, Машиностр., Ленинград, 1974.
- [2] W. E. MEYER, J. J. D. CAROLIS, *Compression temperatures in diesel engines under starting*, SAE Transactions, 1962.
- [3] J. MYSŁOWSKI, *Przegląd procedur badań rozruchowych*, VI sympozjum nt. „Rozruch silników spalinowych”, Szczecin, 1998.
- [4] J. PSZCZÓŁKOWSKI, *Charakterystyki rozruchowe silników o zapłonie samoczynnym*, Stowarzyszenie Edukacyjne Pedagogów Praktyków „Cogito”, Zbąszynek, 2004.
- [5] A. RUMMEL, *Termodynamiczne aspekty rozruchu silników wysokoprężnych w niskich temperaturach*, Archiwum Termodynamiki i Spalania, 7, 1976.
- [6] B. J. SVIRIDOV, *O teorii tworzenia mieszanki w strudze rozpylonego paliwa w silniku wysokoprężnym*, Silniki spalinowe, 3-4, 1980.
- [7] J. A. WAJAND, *Silniki o zapłonie samoczynnym*, WNT, Warszawa, 1988.
- [8] St. WÓJCICKI, *Spalanie*, WNT, Warszawa, 1969.
- [9] Н. С. Ждановский, А. И. Николаенко, Г. С. Кузмин, *Термодинамический анализ параметров конца сжатия при пуске дизеля*, Энергомашиностроение, 8, 1973.

J. PSZCZÓŁKOWSKI

**Factors determining creation of air-fuel mixture and its autoignition during self-ignition engine starting**

**Abstract.** The basic processes determining the self-ignition engine starting are: creating and autoignition of air-fuel mixture. The way of energy delivering to the started engine and simultaneously the factor extorting starting processes is crankshaft driving by a starting system. In the paper, the analysis of creating and self-ignition processes of air-fuel mixture during self-ignition engine starting at low temperature conditions is made. The factors causing creating and self-ignition of air-fuel mixture in the following starting stages are characterized. There are presented the research results of the basic adjustment parameters on engine starting characteristics. Special attention was devoted to adjustment parameters of the engine supply system and to the influence of crankshaft rotational speed on starting processes. There are presented the interpretations and models explaining the causes of existing dependences.

**Keywords:** combustion engines, low temperature starting

**Universal Decimal Classification:** 621.43



## Zastosowanie inżynierii odwrotnej do procesu optymalizacji projektowania łopatek turbinowych

STANISŁAW KACHEL, ADAM KOZAKIEWICZ

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki, Instytut Techniki Lotniczej,  
00-908 Warszawa, ul. S. Kaliskiego 2

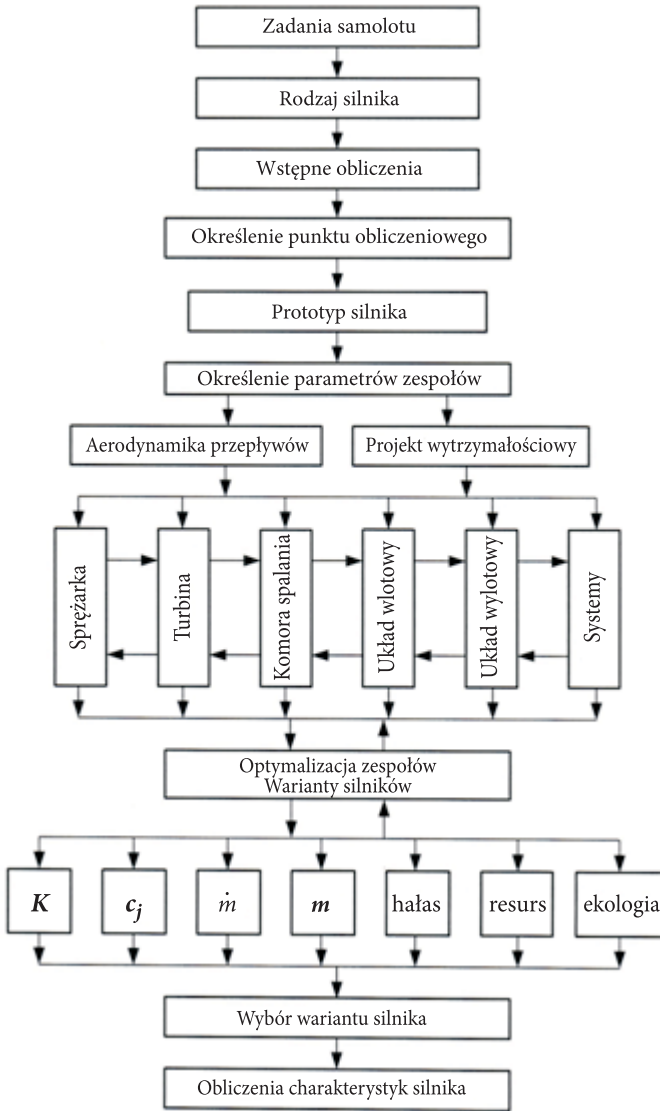
**Streszczenie.** W artykule zaprezentowano metodykę optymalizacji projektowania elementów lotniczego silnika turbinowego na przykładzie łopatki turbinowej silnika RD-33. Przedstawiono osobliwości projektowania lotniczego silnika *turbinowego i jego zespołów*. Opracowano algorytmy w języku GRIP (*Graphics Interactive Programming*) dla systemu CAD/CAM/CAE Unigraphics. Przeprowadzono dyskusję na temat doboru krzywych do parametrycznego modelowania z uwzględnieniem wejść do wielokryterialnej optymalizacji odtwarzania powierzchni, bazując na technice inżynierii odwrotnej. Przedstawiono proces odwzorowania geometrii od etapu wykonania precyzyjnych pomiarów, identyfikacji danych, weryfikacji krzywych, aż do utworzenia bryły modelowanego obiektu. W pracy zawarto założenia opracowanych przez autorów i zastosowanych algorytmów modelowania elementów struktur lotniczych.

**Słowa kluczowe:** turbinowe silniki odrzutowe, turbina, metody inżynierii odwrotnej, optymalizacja krzywych profili, modelowanie przekrojami, narzędzia projektowania geometrycznego

**Symbolne UKD:** 621.45

### 1. Wstęp

Proces projektowania jest związany z wyborem wielu parametrów, które względem siebie mogą być związane kryteriami i funkcjami celu. Spośród wielu metod projektowania najczęstszym spotykanym i skutecznym sposobem jest projektowanie hierarchiczne, którego etapy przedstawiono na rysunku 1. W tym wieloetapowym procesie można wyróżnić trzy poziomy projektowania. Pierwszy poziom związany jest z wyborem rodzaju silnika w funkcji zadań realizowanych przez statek powietrzny. Podstawowe parametry, które muszą być uwzględnione na tym etapie,



Rys. 1. Schemat projektowania silników turbinowych [1], gdzie:  $K$  — ciąg silnika;  $c_j$  — jednostkowe zużycie paliwa;  $\dot{m}$  — masowe natężenie przepływu;  $m$  — masa silnika

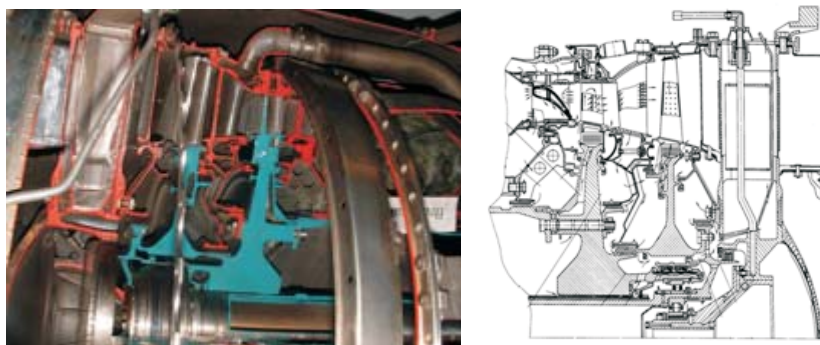
to masa samolotu  $m$ , prędkość lotu  $V_H$  i wysokość lotu  $H$  oraz liczba silników. Równocześnie należy sformułować warunki optymalizacji cyklu pracy silnika w celu określenia najbardziej optymalnego punktu obliczeniowego, a wraz z nim takie parametry jak ciąg silnika  $K$ , temperatura przed turbiną  $T_3^*$ , spręż sprężarki  $\pi_s^*$ , masowe natężenie przepływu  $\dot{m}$  itp. [8].

Drugi poziom związany jest z projektowaniem i optymalizacją zespołów silnika, do których należy zaliczyć wlot, sprężarkę, komorę spalania, turbinę i układ wylotowy przy uwzględnieniu różnych wariantów rozwiązań konstrukcyjnych. Przykładowo, jeśli weźmiemy pod uwagę proces optymalizacji turbiny, to kryteria, które winny być brane pod uwagę, są następujące: kryterium wymiarów i masy, kryteriów hałasu, kryterium ograniczenia temperatury przed turbiną, kryterium chłodzenia turbiny i kryterium czasu projektowania silnika. Można na tej bazie tworzyć wykresy wszystkich kryteriów, otrzymując obszary wolne od ograniczeń dla turbiny co określi wartości istotnych parametrów pracy tego zespołu (np. stopień rozprężania), jak również parametry turbinowego silnika odrzutowego (np. stopień podziału masowego natężenia w przypadku dwuprzepływowych turbinowych silników odrzutowych).

Trzeci etap związany jest z tworzeniem wariantów silnika i określaniem jego osiągow, do których należy zaliczyć maksymalny ciąg  $K_{\max}$ , minimalne jednostkowe zużycie paliwa  $c_{j, \min}$ , minimalną masę jednostkową  $m_j$  i minimalne gabaryty, muszą być także określone parametry istotne z punktu widzenia eksploatacji, takie jak resurs, czystość silnika (skład spalin) czy poziom hałasu. W wyniku analizy otrzymuje się obszar charakteryzujący silnik z jego wymiarami i masą. Końcowy etap związany jest z obliczeniami charakterystyk, które winne odpowiedzieć na pytanie dotyczące wyboru wariantu silnika i jego podzespołów (w tym zespołu turbiny).

## 2. Osobliwości struktury turbiny

Zespół turbiny, turbinowego silnika odrzutowego (rys. 2) składa się z wielu współdziałających elementów posiadających różne funkcjonalne przeznaczenie podlegające zewnętrznym oddziaływaniom, które wpływają na sprawność całego układu. W celu poprawnego projektowania tego układu należy stosować teorię i metody układów złożonych. Pozwala to na uzyskanie maksymalnych osiągow



Rys. 2. Zespół turbiny dwuprzepływowego turbinowego silnika odrzutowego

w zakresie wszystkich parametrów, co jednocześnie umożliwia ocenę jakości wykonania układu oraz przyjętych rozwiązań.

Tego typu turbiny ze względu na konieczność stosowania specyficznych rozwiązań konstrukcyjnych wynikających z rodzaju i zakresu obciążeń, jakim one podlegają, trudne są do opisanego powoduje względu na wszystkie związki pomiędzy elementami układu (właściwości funkcjonalnych elementów i ich związków). Dlatego opisać wszystkie związki, stosuje się układy równań hierarchicznych od równań ogólnych do szczegółowych. Na najwyższym poziomie tego układu (uogólnienia) można rozpatrywać turbinę jako całość (jako zespół silnika turbinowego), do której wpływa czynnik roboczy o określonych parametrach (temperaturze  $T_3^*$ , ciśnieniu  $P_3^*$  i prędkości  $c$ ) i następuje zamiana energii wewnętrznej strumienia spalin na moc zespołu turbiny  $P_T$  [5]:

$$P_T = f(\dot{m}; T_3^*; \pi_T^*), \quad (1)$$

gdzie:  $T_3^*$  — temperatura spiętrzenia spalin;  
 $\dot{m}$  — masowe natężenie spalin;  
 $\pi_T^*$  — stopień rozprężania w turbinie.

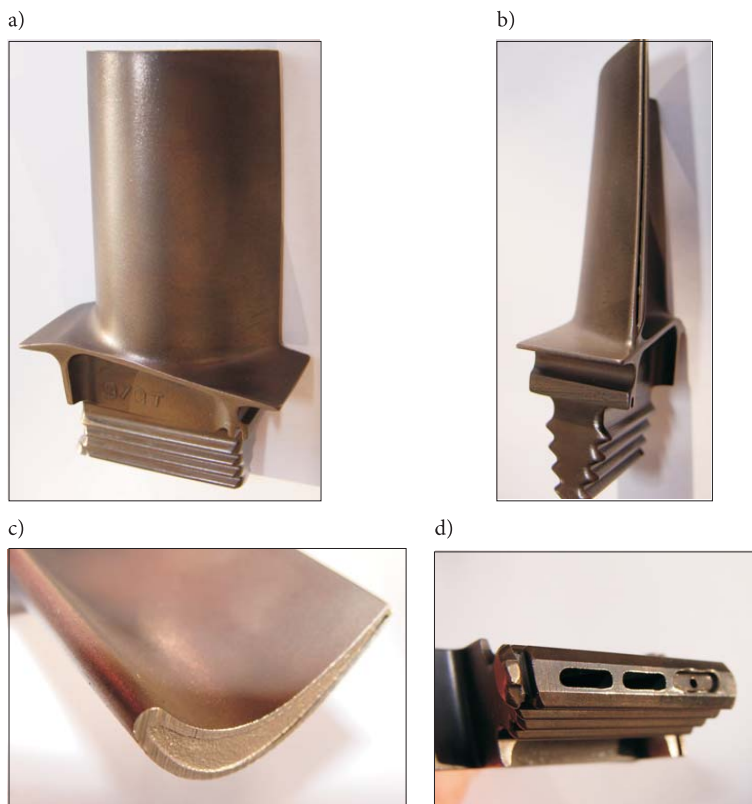
Drugi poziom układu hierarchicznego to podział na turbinę wysokiego ciśnienia i turbinę niskiego ciśnienia wraz ze wszystkimi więzami funkcjonalnymi. Następne podziały (dekompozycja układu) prowadzą do wyodrębnienia każdego elementu, w tym tak istotnego elementu, jakim jest łopaska wieńca wirnikowego turbiny (rys. 3).

Projektowanie układu odbywa się od poziomu najwyższego do najniższego. Przy dekompozycji należy zwracać szczególną uwagę na minimalizację zmiany więzów pomiędzy elementami i na właściwości tych elementów. Pozwala to na rozpatrywanie każdego podsystemu jako samodzielnego obiektu w ramach wymagań (wziewów) zewnętrznych.

Jednym z najistotniejszych elementów zespołu turbiny ze względu na obciążenia, które decydują o żywotności całego zespołu, jest palisada wieńców łopatkowych dyszowych i wirnikowych. Ze względu na te uwarunkowania poświęca się wiele uwagi projektowaniu łopatek turbiny.

Łopatki turbin w lotniczych silnikach turbinowych są najbardziej obciążonymi elementami, które wpływają na rewers, bezpieczeństwo i niezawodność pracy silnika. Łopatki turbin (jak również łopatki sprężarek) zaliczamy do grupy elementów w największej ilości występujących w silnikach turbinowych. Liczba tych elementów może sięgać 3500 sztuk (przy około 500 łopatkach na pojedynczym stopniu).

Rozpiętość rewersu łopatek tego zespołu jest dość duża, bo od 500 godz. (dla wojskowych samolotów wielozadaniowych) do 20 tys. godz. (w przypadku silników wykorzystywanych w samolotach pasażerskich) [6]. Revers łopatek wynika z obciążeń, jakim poddawany jest zespół turbiny.



Rys. 3. Łopaska turbiny turbinowego silnika odrzutowego: a) widok ogólny; b) krawędź spływu z wylotowym kanałem chłodzącym; c) profil końcowy pióra łopatki; d) zamek łopatki z wlotem do kanału chłodzącego

Jak trudnym problemem jest projektowanie łopatek turbin i całego silnika, pokazuje przykład silnika RD-33 którego pierwsze egzemplarze charakteryzowały się dużą zawodnością i krótką żywotnością wynoszącą około 25 h. W najnowszej wersji silnika o oznaczeniu RD-33MK silnik ten ma resurs całkowity wynoszący 4000 h jak gwarantuje wytwórca [3].

### 3. Model matematyczny trójwymiarowej łopatki

Sformułowanie zadania utworzenia modelu wirtualnego metodą inżynierii odwrotnej wyróżnia się dużą liczbą optymalizowanych zmiennych, głównie o charakterze kombinatorycznym lub kombinatoryczno-cyklicznym nakładanych więzów związanych z ograniczeniami geometrycznymi. Nałożone ograniczenia nie pozwalają na bezpośrednie rozwiązanie bez podziału na wzajemnie powiązany zbiór zadań roz-

wiążących poszczególne etapy modelowania. Podział ogólnego zadania, a następnie rozwiązanie wydzielonych podzadań, opiera się przede wszystkim na specyficznych właściwościach optymalizowanego wskaźnika jakości odtwarzanego obiektu oraz związkach i występujących ograniczeniach zadania początkowego (wyjściowego).

Istotnym czynnikiem skutecznego rozwiązania wskazanego problemu jest możliwość wydzielenia etapów, tworzenia obiektu wirtualnego, należących do najważniejszej klasy zadań matematycznych.

Matematyczny równoważnik wyboru wariantu procesu tworzenia obiektu wirtualnego (z pomiarów współrzędnościowych) stanowi optymalizację wskaźnika jakości związanego z procesem pomiarów. Zadanie optymalizacji wielozadaniowej polega na wyznaczeniu charakterystyk zapewniających odpowiedni rozkład dystrybuanty  $E(x)$  założonej strategii (A) rozwiązania problemu oraz wykonanych pomiarów  $\{y_x(t), y_x\}$ , optymalnych z punktu widzenia minimalizacji wskaźnika jakości.

$$F(X, \bar{A}, \{\bar{y}_x\}, \{u_x(t)\}, \bar{E}(x)) = \min F[X, A, \{y_x\}, \{u_x(t_i), E(x)\}], \quad (2)$$

gdzie minimalizacja funkcjonału obarczona jest następującymi warunkami:

$$\begin{aligned} A &\subset Y \\ E(x) &\subset \{1, \dots, n\}, \quad n \geq 1. \end{aligned} \quad (3)$$

Formułowanie strategii, która obejmie fizycznie realizowany proces spełniający wykonanie zadań zdefiniowanych w zbiorze  $X$ , jest następujące:

$$A = \{y_j\}, \quad y_j \in Y_{D(y_j)}, \quad j = 1, \dots, n. \quad (4)$$

W przypadku gdy rozpatrywany jest jeden typ obiektu wirtualnego, zadanie sprowadza się do sformułowania układu konstrukcyjnego (geometrycznego) i podstawowych charakterystyk elementów projektowanego lub odtwarzanego obiektu. Rozpatrując powyższe założenia w stosunku do łopatki turbinowego silnika odrzutowego, zagadnienia te można podzielić na dwa etapy: modelowanie zamka łopatki, uwzględniające kryteria geometryczno-wytrzymałościowe, oraz modelowanie pióra łopatki z uwzględnieniem kryterium aerodynamicznego, które w rozpatrywanym przypadku jest ściśle związane z geometrycznym kryterium typu  $y \in Y_x$ .

Wyzolowanie wskazanego zadania jest uwarunkowane złożoną strukturą zbioru dopuszczalnych parametrów  $y$ ,  $Y_D$ , a także znaczną pracochłonnością obliczeniową procedury wyznaczania parametrów odtwarzanych obiektów spełniających warunek  $y \in Y_D$ .

Procedura realizacji postawionego zadania sprowadza się do rozwiązania układu równań nieliniowych reprezentujących techniczne własności poszukiwanego obiektu.

$$G_i(\eta) = 0, \quad i = 1, \dots, l, \quad (5)$$

$$H_j(\eta) \geq 0, \quad j = 1, \dots, r, \quad (6)$$

gdzie układ ten zawiera  $l$  niezależnych równań oraz  $r$  nierówności względem  $k$  zmiennych,  $\eta$  opisujących podstawowe dane konstrukcyjne i właściwości obiektu.

Stopień trudności i złożoność realizacji opisanego zadania polega na zbudowaniu układu równań jak i jego bezpośrednim rozwiązaniu metodami numerycznymi [10].

Każde z równań układu (4) opisuje w  $k$ -wymiarowej przestrzeni pewną podprzestrzeń o wymiarze  $(k - l)$ , gdzie występuje  $l$  równań o  $(k - l)$  stopniach swobody. W nierówności (6) wydzielane są dopuszczalne obszary rozwiązań równań (5). Dla przykładu dowolny wektor  $\eta \in H$  może być jednoznacznie zadany przy pomocy  $(k - l)$  jego składowych, pozostałe elementy są wyznaczane z równań (5) i (6). Wyjściowy zbiór zmiennych  $\eta = \{\eta^{(1)}, \eta^{(2)}, \dots, \eta^{(k)}\}$  zazwyczaj dzieli się na  $p = k - l$  niezależnych zmiennych  $y = \{y^{(1)}, y^{(2)}, \dots, y^{(p)}\}$  i  $l$  zależnych  $\omega = \{\omega^{(1)}, \omega^{(2)}, \dots, \omega^{(k)}\}$  wyznaczonych z układu (6) według zadanej wartości  $y$ . Zmienne niezależne zazwyczaj nazywane są parametrami projektowymi. Znaczne ułatwienie rozwiązania wspomnianego problemu daje możliwość wykorzystania języka GRIP dla systemu Unigraphics.

#### 4. Modelowanie geometrii obiektu za pomocą interpolacyjnych funkcji splajnowych

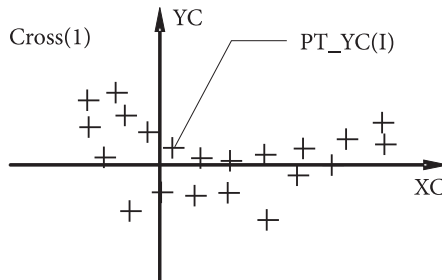
Zadania interpolacji pojawiają się często w celu przybliżonego rozwiązywania zadań aproksymacji. Utworzenie krzywej na bazie pomiarów współrzędnościowych i odzwierciedlenie jej w reprezentacji numerycznej do przybliżenia powierzchni rozpiętej na bazie utworzonych krzywych umożliwia zdefiniowanie i rozwiązanie zadania interpolacyjnego. Aby rozwiązać tak sformułowane zadania, rejestruje się współrzędne pewnej liczby punktów na krzywej lub powierzchni, a następnie bazując na wspomnianych pomiarach, wyznacza się krzywą lub powierzchnię interpolacyjną. Jeśli znaleziona krzywa interpolacyjna odtwarza dany kształt ze zbyt małą dokładnością, to naturalne jest „zagęszczenie” danych, czyli podanie dodatkowych punktów, poprzez które krzywa ma przechodzić. Na kształt krzywej interpolacyjnej ma jednak ogromny wpływ klasa krzywych, w której poszukujemy rozwiązania zadania. Jeśli krzywa, którą konstruujemy, jest wielomianowa i między zadanymi punktami wykazuje zafalowania, to podanie większej liczby punktów (i dopuszczenie odpowiednio wyższego stopnia) da w rezultacie krzywą o znacznie większych zafalowaniach. Dlatego wspomniane zagęszczenie danych jest dopuszczalne tylko wtedy, gdy wiadomo, że spowoduje zmniejszenie błędu aproksymacji. Interpolacyjne funkcje (oraz krzywe) splajnowe (uzasadnione może być nazewnictwo — *krzywa nieRównomiernie wymierna*) są często stosowane między innymi

dlatego, że w wielu przypadkach stanowią dobre rozwiązania zadań aproksymacji i zagęszczenie węzłów interpolacyjnych umożliwia dowolne zmniejszanie błędu przybliżenia danej funkcji (albo krzywej). Znając oszacowanie pochodnej drugiego rzędu danej funkcji, możemy też na tej podstawie obliczyć liczbę węzłów, która zapewni otrzymanie dostatecznie małego błędu w danym zastosowaniu. Bazując na przedstawionych założeniach, opracowano procedurę w języku GRIP wykonującą czytanie plików danych z punktami pomiarowymi.

```

...
FETCH/TXT,1,'patern'
RESET/1
L20_L:
READ/1,USING,'###0000.###0000.###0000.###0000.###0000.###0000', $
    IFEND,END:,IND,X,YC,YK,Z
    INDO=INDO+1
PT_YC(IND)=POINT/X,YC,Z $$ PUNKTY PONIZEJ OSI X
PT_YK(IND)=POINT/X,YK,Z $$ PUNKTY POWYZEJ OSI X
AN_C=&POINT(PT_YC(IND))
AN_K=&POINT(PT_YK(IND))
PRINT/USING,'AN_CX(#@)=###0000;AN_CY(#@)=###0000, AN_
CZ(#@)=###0000',IND,AN_C(1),IND,AN_C(2),IND,AN_C(3)
PRINT/USING,'AN_KX(#@)=###0000;AN_KY(#@)=###0000, AN_
KZ(#@)=###0000',IND,AN_K(1),IND,AN_K(2),IND,AN_K(3)
JUMP/L20_L:
END:
...

```



Rys. 4. Punkty uzyskane z bazy pomiarowej

Pochodna drugiego rzędu kubicznej funkcji splajnowej jest funkcją ciągłą, która w każdym przedziale  $[u_i, u_{i+1}]$  jest wielomianem pierwszego stopnia. Oznaczamy  $x_i = s(u_i) = f(u_i)$ ,  $y_i = s'(u_i)$ ,  $z_i = s''(u_i)$ , gdzie wielomiany  $p_{i-1}, p_i$  opisują funkcję  $s$  odpowiednio na przedziałach  $[u_{i-1}, u_i]$ ,  $[u_i, u_{i+1}]$ . Wprowadzając zmienną  $v = t - u_i$ , pochodne drugiego rzędu wielomianów  $p_{i-1}$  i  $p_i$  są rozwiązaniami zadań interpolacyjnych Lagrange'a

$$p'_{i-1}(t) = \frac{z_i - z_{i-1}}{h_{i-1}} v + z_i, \quad p''_i(t) = \frac{z_{i+1} - z_i}{h_i} v + z_i. \quad (7)$$

Dwukrotne całkowanie (7) umożliwi otrzymywanie wielomianów  $p_{i-1}$  i  $p_i$ . W tym celu dobieramy stałe całkowania tak, aby  $p'_{i-1}(u_i) = p'_i(u_i) = y_i$  i  $p_{i-1}(u_i) = p_i(u_i)x_i$ . W wyniku przeprowadzonych przekształceń otrzymamy

$$p'_{i-1}(t) = \frac{1}{2} \frac{z_i - z_{i-1}}{h_{i-1}} v^2 + z_i v + y_i, \quad p'_i(t) = \frac{1}{2} \frac{z_{i+1} - z_i}{h_i} v^2 + z_i v + y_i, \quad (8)$$

$$p_{i-1}(t) = \frac{1}{6} \frac{z_i - z_{i-1}}{h_{i-1}} v^3 + \frac{1}{2} z_i v^2 + y_i v + x_i, \quad (9)$$

$$p_i(t) = \frac{1}{6} \frac{z_{i+1} - z_i}{h_i} v^3 + \frac{1}{2} z_i v^2 + y_i v + x_i.$$

Wyznaczenie wartości  $p_{i-1}(u_{i-1})$  i  $p_i(u_{i+1})$  uzyskujemy poprzez podstawienie odpowiednio  $v = -h_{i-1}$  i  $v = h_i$ , gdzie otrzymamy:

$$x_{i-1} = -\frac{1}{6}(z_i - z_{i-1})h_{i-1}^2 + \frac{1}{2}z_i h_{i-1}^2 - y_i h_{i-1} + x_i, \quad (10)$$

$$x_{i+1} = \frac{1}{6}(z_{i+1} - z_i)h_i^2 + \frac{1}{2}z_i h_i^2 + y_i h_{i-1} + x_i. \quad (11)$$

Na podstawie równań (10) i (11) możemy wyznaczyć  $y_i$ . Oba otrzymane w ten sposób wyrażenia muszą być równe, a zatem otrzymujemy

$$\frac{x_i - x_{i-1}}{h_{i-1}} + \frac{1}{3}z_i h_{i-1} + \frac{1}{6}z_{i-1} h_{i-1} = y_i = \frac{x_{i+1} - x_i}{h_i} - \frac{1}{3}z_i h_i - \frac{1}{6}z_{i+1} h_i. \quad (12)$$

Po przekształceniu otrzymamy równanie

$$\frac{h_{i-1}}{h_{i-1} + h_i} z_{i-1} + 2z_i + \frac{h_i}{h_{i-1} + h_i} z_{i+1} = 6f[u_{i-1}, u_i, u_{i+1}], \quad (13)$$

które musi być spełnione dla  $i = 1, \dots, N - 1$ .

$$\begin{aligned} & |f(t) - s(t)| = |f(t) - p_i(t)| = \\ & = \left| f(t) - x_i - \left( \frac{x_{i+1} - x_i}{h_i} - \frac{1}{6}(2z_i + z_{i+1})h_i \right) v - \frac{1}{2}z_i v^2 - \frac{1}{6} \frac{z_{i+1} - z_i}{h_i} v^3 \right| \leq \\ & \leq \left| f(t) - x_i - \frac{x_{i+1} - x_i}{h_i} v \right| + \left| \frac{1}{6}(2z_i + z_{i+1})h_i v - \frac{1}{2}z_i v^2 - \frac{1}{6} \frac{z_{i+1} - z_i}{h_i} v^3 \right|. \end{aligned} \quad (14)$$

Zadanie interpolacyjne Lagrange'a zostało zapisane w opracowanych procedurach języka GRIP. Zadanie to ma dokładnie jedno rozwiązanie  $p(t)$ .

$$p(t) = \sum_{i=0}^n p_i \left( \prod_{\substack{j=0, \dots, n \\ j \neq i}} \frac{t - u_j}{u_i - u_j} \right). \quad (15)$$

Poniżej przedstawiono algorytm wyznaczania  $p(t)$  zapisany w języku GRIP:

```

ENTITY/PT (50)
NUMBER/LIJ (50, 50) , A1, A2, B1, B2, C1, C2, X, LI (50) , Y1 (50)
DELETE/ALL
FETCH/TXT, 1, 'image string'
RESET/1
L20:
READ/1, USING, '#####.#####.#####.#####.#####', IFEND, END: , $
      IND, P, Q, R
PT (IND) = POINT/P, Q, R
JUMP/L20:
END:
K=IND
PRINT/USING, 'K=###', K

$$ -----
$$ X- DOWOLNA LICZBA Z DZIEDZINY R
$$ MODYFIKUJAC PROGRAM WARTOSC X
$$ MOZEMY WPROWADZAC POPRZEZ OKNO DIALOGOWE
$$ LUB CZYTANE Z PLIKU *.TXT
$$ -----
X=5
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
$ WYLICZANIE SKLADNIKOW
$ LIJ (I, J) POSTACI
$ LIJ (I, J) = (X-XJ+1) / (XI-XJ+1)
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
PRINT/' -----'
PRINT/' WARTOSCI SKLADNIKOW LIJ (I, J) '
PRINT/USING, ' DLA WIELOMIANU #@ -GO STOPNIA', K-1
PRINT/' GDZIE LIJ (I, J) = (X-XJ+1) / (XI-XJ+1) '
PRINT/' -----'
DO/AA1: , I, 1, K
OBTAIN/PT (I) , A1, B1, C1
DO/BB1: , J, 1, K
OBTAIN/PT (J) , A2, B2, C2
IFTHEN/J==I, LIJ (I, J) = 1.0
PRINT/USING, ' LIJ (#, #) =#@.@', I, J, LIJ (I, J)
ELSEIF/J>K, JUMP/OUT2:

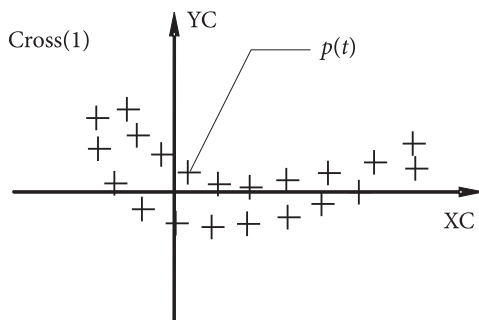
```

```

ELSEIF/J<>I,LIJ(I,J)=(X-A2)/(A1-A2)
PRINT/USING,'LIJ(,#,#)=#@@@.@@',I,J,LIJ(I,J)
ENDIF
OUT2:
c BB1:
AA1:
$$ =====
$$ NAPRZYKŁAD
$$ LI(1)=LIJ(1,1)*LIJ(1,2)*LIJ(1,3)*...*LIJ(1,K)
$$ LI(2)=LIJ(2,1)*LIJ(2,2)*LIJ(2,3)*...*LIJ(2,K)
$$ ...
$$ LI(K)=LIJ(K,1)*LIJ(K,2)*LIJ(K,3)*...*LIJ(K,K)

PRINT/'-----'
PRINT/'WARTOSCI LI(I) BEDACYCH ILOCZYNYM SKŁADNIKOW LIJ(I,J)'
PRINT/'GDZIE LI(I)=LIJ(I,1)*LIJ(I,2)*LIJ(I,3)*...*LIJ(I,K)'
PRINT/'-----'
DO/CC1:,I,1,K
LI(I)=1
DO/DD1:,J,1,K
LI(I)=LI(I)*LIJ(I,J)
DD1:
PRINT/USING,'LI(,#)=#@@@.@@',I,LI(I)
CC1:
$ WYLICZANIE WSPOLCZYNNIKOW Y1(I)
$ GDZIE Y1(I)=Y(I)*L(I)
PRINT/'-----'
PRINT/' WYLICZANIE WARTOSCI Y1(I) \
PRINT/' GDZIE Y1(I)=Y(I)*L(I) \
PRINT/'-----'
DO/EE1:,I,1,K
OBTAIN/PT(I),A4,B4,C4
Y1(I)=B4*LI(I)

```

Rys. 5. Punkty  $p(t)$  uzyskane metodą doboru współczynników interpolacji Lagrange'a

```

PRINT/USING, 'Y1 (#) = # @ @ @ @ @ . @ @ ' , I, Y1 (I)
EE1:

DO/FF1:, I, 1, K
  Y=Y+Y1 (I)
FF1:
PRINT/'-----'
PRINT/USING, 'WIELOMIAN LAGRANGEA ZBUDOWANY NA BAZIE # @ PUNKTOW', K
PRINT/USING, 'ZGROMADZONYCH W PLIKU PKZ.TXT JEST # @ -GO STOPNIA', K-1
PRINT/'A WARTOSC TEGO WIELOMIANU'
PRINT/USING, 'DLA X= # @ . @ WYNOSSI Y= # @ @ . @ @ ' , X, Y

```

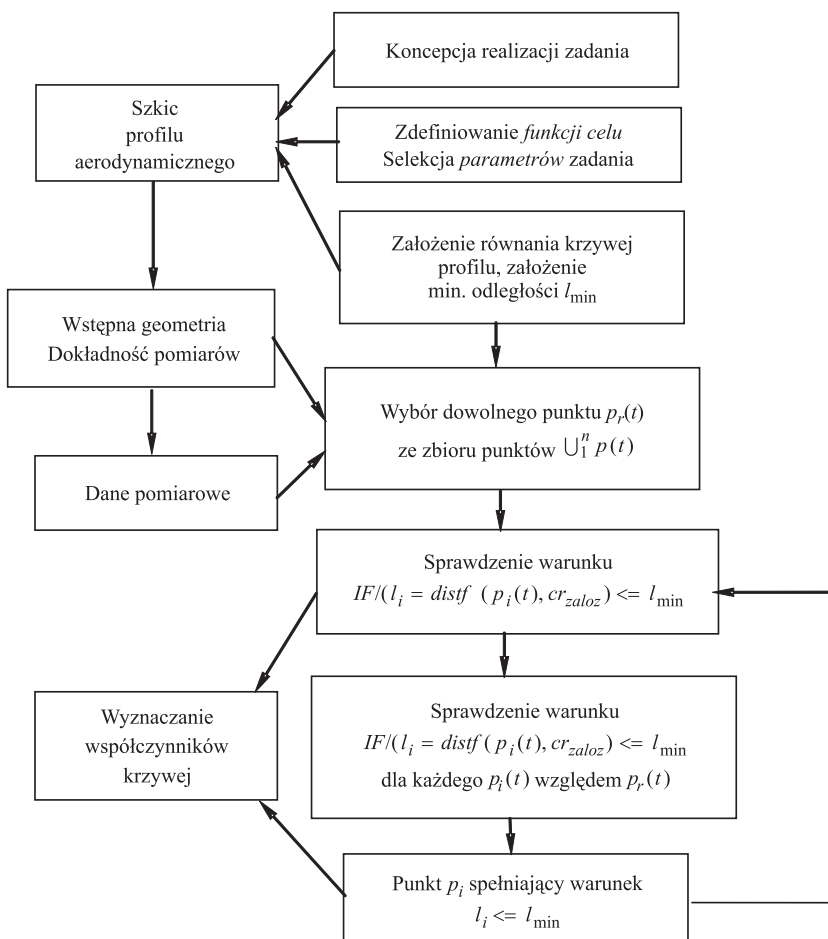
Rozwiązanie układu równań (13), uzupełnionego warunkami brzegowymi, na przykład  $z_0 = z_N = 0$ , daje alternatywny sposób konstrukcji interpolacyjnej funkcji lub krzywej splajnowej trzeciego stopnia klasy  $C^2$ .

Budowę geometrycznego wzorca będącego podstawą weryfikacji fizycznych obiektów porównywanych metodą pomiarów oparto na opracowanych własnych algorytmach [7] do systemu Unigraphics. Na rysunku 6 zestawiono niezbędne parametry użyte w procedurach do automatyzacji procesu odtwarzania łopatki turbiny lotniczego turbinowego silnika odrzutowego.

```

$$ PROJEKTOWANIE SZKICU ZAMKA JODELKOWEGO W PLASZCZYZNIE (X-Y)
$$ UTWORZONY SZKIC OBEJMUJE KONSTRUKCJE ZAMKA
$$ DO PŁASZCZYZNY ODNIESIENIA ZWANIEJ - BAZOWEJ
(Instrukcje deklaracji tablic)
H=12.52  $$ WYSOKOSC ZAMKA DO PLASZCZYZNY BAZOWEJ
DS=0.86  $$ OFFSET LINII (L) POD KATEM (ALFA)
ALFA=15  $$ KAT JODELKI ZAMKA
GAMMA=65.  $$ KAT ZARYSU ZĘBA JODELKI ZAMKA MIERZONY OD
LINII (LR)
DY=3.6  $$ WARTOSC PRZESUNIĘCIA KOLEJNYCH LINII (LG(I))
DYM=1.8  $$ WARTOSC PRZESUNIĘCIA PIERWSZEJ LG(1)
XGZ=11.417/2  $$ POŁOWA WARTOSCI LINIOWEJ MIERZONA NA WYSOKOSCI (H)
  $$ ZMIANA (XGZ) POWODUJE ZMIANE SZEROKOSCI ZAMKA
  $$ W PLASZCZYZNIE BAZOWEJ
DP=2.0  $$ WARTOSC POMOCNICZA DO WYZNACZENIA PUNKTOW P(I) KTORE
  $$ ZOSTANA WYKORZYSTA DO TOWRZENIA OPERACJI (FILLET)
DPM=0.9  $$ WARTOSC POMOCNICZA DO WYZNACZENIA PUNKTU P(1)
  $$ KTORY JEST WYKORZYSTANY DO OPERACJI (FILLET)
R=0.612  $$ PROMIEN ZAOKRAGLENIA WREBOW STOPY I GŁOWY
ZEBOW ZAMKA
$$ =====
GZ=42  $$ WSTEPNA SZEROKOSC WIENCA TARCZY KTORA NALEZY ZWERYFI-
KOWAC
  $$ W PROCESIE DALSZEGO TWORZENIA ZAMKA W PLASZCZYZNIE (Y-Z)
GAMMA1=10.  $$ KAT SKRECENIA ZAMKA WZGLEDEM OSI TARCZY
YH1=4.35
XL1=9.4/2

```

Rys. 6. Algorytm wyboru punktu  $p_i$  z danych pomiarowych do tworzenia geometrii wzorca

```

RG1=1.62
  LAYER/WORK,10
NCORD=&WCS
P0=POINT/0,0,0
NOTE/P0,'<D1>P0'
P01=POINT/H/2,0,0
$$ NOTE/P01,'<D1>P01'
L0X=LINE/P0,P01
P1=POINT/0,H,0
NOTE/P1,'<D1>P1'

```

```

P2=POINT/XGZ,H,0
NOTE/P2,'<D1>P2'
P2P=POINT/P2,POLAR,YH1/2,90
NOTE/P2P,'<D1>P2P'
L1X=LINE/P1,P2
$$ OS SYMETRII ZAMKA
&FONT=&PHANTM
LY=LINE/P0,P1
&FONT=&DASHED
L=LINE/P2,ATANGL,90-ALFA
&FONT=&SOLID
LR=LINE/PARLEL,L,XLARGE,DS
$$ UTWORZENIE NOWEGO UKLADU WSPOLRZEDNYCH
$$ ROWNOLEGLEGO DO GLOBALNEGO
NSYS1=CSYS/NCORD,ORIGIN,P2
&WCS=NSYS1
$$ USTAWIENIE UKLADU NSYS1 TAK ABY OS X POKRYŁA SIE Z LINIA (L)
MATX=MATRIX/XYROT,-(90+ALFA)
NSYS2=TRANSF/MATX,NSYS1
&WCS=NSYS2
&ENTCLR=&YELLOW
LD(1)=LINE/P2,ATANGL,GAMMA
&ENTCLR=&RED
LG(1)=LINE/P2,ATANGL,2*GAMMA
$$ KONSTRUKCJA LINII POMOCNICZYCH DO TWORZENIA ZAMKA
$$ =====
DO/A0:,I,2,5
IF/I<>2,JUMP/L20:
MATX1=MATRIX/TRANSL,DYM*(I-1),0,0
&ENTCLR=&RED
LG(I)=TRANSF/MATX1,LG(1)
L20:
IF/I==2,JUMP/L21:
MATX2=MATRIX/TRANSL,DY*(I-2),0,0
&ENTCLR=&RED
LG(I)=TRANSF/MATX2,LG(2)
L21:
A0:

PKL=POINT/ENDOF,XLARGE,LG(I)
  CRVTRM/LG(I),REF,PKL,FIRST,LOX,NOTRIM,STATUS,STA
CRVTRM/LOX,REF,P01,FIRST,LG(I),NOTRIM,STATUS,STA

&ENTCLR=&CYAN
PP02=POINT/INTOF,LOX,LG(I)
AA1=DISTF(P0,PP02)  $$ WARTOSC DLA WYSOKOSCO BRYLY ( SL_X3)
$$ PRINT/USING,'WARTOSC AA1=#@@@.@@@@@@@@@@@@ MM',AA1
&ENTCLR=&GREEN
DO/A1:,I,2,4

```

```

MATX3=MATRIX/TRANSL,DY*(I-1),0,0
&ENTCLR=&YELLOW
LD(I)=TRANSF/MATX3,LD(1)
A1:
CRVTRM/LD(1),REF,P1,FIRST,LG(1),NOTRIM,STATUS,STA
DELETE/LG(1)
C=&POINT(P2)
P(1)=POINT/C
DO/A2:,I,2,8
  IF/I<>2,JUMP/L22:
  MATX1=MATRIX/TRANSL,DPM*(I-1),0,0
  P(I)=TRANSF/MATX1,P(1)
  L22:
  IF/I==2,JUMP/L23:
  MATX2=MATRIX/TRANSL,DP*(I-2),0,0
  P(I)=TRANSF/MATX2,P(1)
  L23:
A2:
DO/A3:,I,1,4
  LR=LINE/PARLEL,L,YLARGE,DS
  FL(I)=FILLET/LG(I+1),LR,LD(I),CENTER,P(2*I)
A3:
DO/A4:,I,1,3
  FL1(I)=FILLET/LG(I+1),LD(I+1),CENTER,P((2*I)+1),RADIUS,R
A4:
&ENTCLR=&GREEN
&WCS=NCORD
$$ PRZEKSZTAŁCENIE SYMETRYCZNE WZGLEDEM LINII (LY)
$$ =====
MATX=MATRIX/MIRROR,LY
LY1=LINE/PARLEL,LY,XLARGE,XL1
FL1G(1)=FILLET/LY1,LD(1),CENTER,P2P,RADIUS,RG1
PFL(3)=POINT/ENDOF,YSMALL,FL1G(1)
FL1G(2)=TRANSF/MATX,FL1G(1)
PFL(4)=POINT/ENDOF,YSMALL,FL1G(2)
PFL(5)=POINT/ENDOF,YLARGE,FL1G(2)
FL1(4..6)=TRANSF/MATX,FL1(1..3)
FL(5..8)=TRANSF/MATX,FL(1..4)
LG(6..9)=TRANSF/MATX,LG(2..5)
LD(5..8)=TRANSF/MATX,LD(1..4)
L01X=TRANSF/MATX,L0X
L11X=TRANSF/MATX,L1X
$$ UTWORZENIE SZKICU DLA WYKONANIA CZĘŚCI ZAMKA OD PŁASZCZYZNY BA-
ZOWEJ
$$ W KIERUNKU +YC
L2X=LINE/PARLEL,L1X,YLARGE,YH1
PFL(1)=POINT/ENDOF,YLARGE,FL1G(1)
L1X1=LINE/PFL(5),PFL(1)
FL2G(1)=FILLET/L2X,LY1,CENTER,P2P,RADIUS,RG1

```

```

PFL(2)=POINT/ENDOF, YSMALL, FL2G(1)
LY2=LINE/PFL(1..2)
L2X1=LINE/PFL(2), ATANGL, 0
P11=POINT/INTOF, L2X1, LY
L2X2=LINE/P11, PFL(2)
  DELETE/LY1, L2X1
LY22=TRANSF/MATX, LY2
FL2G(2)=TRANSF/MATX, FL2G(1)
PFL(6)=POINT/ENDOF, YLARGE, FL2G(1)
PFL(7)=POINT/PFL(6), POLAR, 12, 0
L3X=LINE/PFL(6..7)
L3X1=TRANSF/MATX, L3X
PFL(8)=POINT/PFL(1), POLAR, 12, 270
LY02=LINE/PFL(1), PFL(8)
LY021=TRANSF/MATX, LY02
AB3=DISTF(PFL(2), PFL(8))
PFL(9)=POINT/PFL(7), POLAR, AB3+RG1, 270
LY03=LINE/PFL(7), PFL(9)
LY031=TRANSF/MATX, LY03
LX01=LINE/PFL(8), PFL(9)
LX011=TRANSF/MATX, LX01
GZ3=DISTF(PFL(5), PFL(1)) $$ WARTOSC DLA BRYL SOL_Z3, SOL_Z4

GZ3=DISTF(PFL(5), PFL(1)) $$ WARTOSC DLA BRYL SOL_Z3, SOL_Z4

$$ UTWORZENIE BRYLY ZAMKA
$$ =====
B0=SINF(GAMMA1)/COSF(GAMMA1)
  LAYER/WORK, 11
SL_ZP=SOLEXT/FL1(1..6), FL(1..8), LG(2..9), LD(1..8), L01X, L0X, L1X1, F
L1G(1..2), $
  HEIGHT, GZ/2, AXIS, B0, 0, 1
SL_ZM=SOLEXT/FL1(1..6), FL(1..8), LG(2..9), LD(1..8), L01X, L0X, L1X1, F
L1G(1..2), $
  HEIGHT, GZ/2, AXIS, -B0, 0, -1
SL_ZU=UNITE/SL_ZP, WITH, SL_ZM
$$ =====
$$ KONSTRUOWANIE ZARYSU ZAMKA W PŁASZCZYZNIE (Y-Z)
$$ =====
DZ=0.*GZ
HY=15.4 $$ WYSOKOSC OD PŁASZCZYZNY BAZOWEJ
BETA=-9.55 $$ KAT POCHYLENIA LINII KONTURU
DSY=0.7 $$ OFFSET LINII (LZX)

XP=14
HY1=15.7
XM1=14.4
XM2=0.85 $$ OFFSET LINII (L2) DO (L1)
XM3=31.

```

```
XM31=0.45
XM4=39.5
YM1=11.9
R2=4. $$ SPRAWDZIC R2
R3=2.5
BETA1=10.
XM6=0.75
HY2=4.35
HY3=2.25
R4=1.6
HY4=7.9
BETA2=-30
R5=10.
GZ1=9.85
BETA3=GAMMA1
BETA4=1.
YM5=13.52
YM6=YM5-4.
YM7=10.9
XM8=3.65
XM9=1.65
R1B=0.5
R2B=6.
R3B=0.5
YM8=6.

GAMMA2=ATANF(GZ1/265.7) $$ KAT TWORZENIA BRYŁ (SOLREV/)
K=0.89959*GZ1 $$ WSPOLCZYNNIK PRZESUNIECI PLASZCZYZNY (PL)
  $$ WZGLEDEM OSI Z W UKŁADZIE (NSYS3)
  LAYER/WORK,20
&WCS=NCORD
NSYS1=CSYS/NCORD,ORIGIN,P1
&WCS=NSYS1
$$ USTAWIENIE UKŁADU NSYS1 TAK ABY
$$ PLASZCZYZNA ROBOCZA (X-Y) BYŁA W PLASZCZYZNIE
$$ (Y-Z) GLOBALNEGO (ABSOLUTNEGO) UKŁADU WSPOLRZEDNYCH (NCORD)
MATX=MATRIX/ZXROT,-90
NSYS2=TRANSF/MATX,NSYS1
&WCS=NSYS2
MATX=MATRIX/TRANSL,DZ,0,0
NSYS3=TRANSF/MATX,NSYS2
&WCS=NSYS3
LNX=LINE/-30,0,0,30,0,0
LNX1=LINE/-30,-1,0,30,-1,0
LNY=LINE/0,-30,0,0,30,0
PYZ(1)=POINT/0,HY,0
LZX=LINE/PYZ(1),ATANGL,BETA
LZXR=LINE/PARLEL,LZX,YLARGE,DSY
LP=LINE/PARLEL,LNY,XSMALL,XP
```

```

PYZ (2) =POINT/INTOF, LZXR, LP
NOTE/PYZ (2), ' <D1>PYZ (2) '
DELETE/LP
LP=LINE/PARLEL, LNX, YLARGE, HY1
L1=LINE/PARLEL, LNY, XSMALL, XM1
L2=LINE/PARLEL, L1, XSMALL, XM2
L3=LINE/PARLEL, L2, XLARGE, XM3
L31=LINE/PARLEL, L3, XSMALL, XM31
L4=LINE/PARLEL, L3, XSMALL, XM4
L5Y=LINE/PARLEL, LNX, YLARGE, YM1
PYZ (3) =POINT/INTOF, LZXR, L5Y
NOTE/PYZ (3), ' <D1>PYZ (3) '
XPR=DISTF (LNY, PYZ (3) )
L6Y=LINE/PARLEL, LNY, XLARGE, XPR
PT0=POINT/0, 0.5*HY, 0
PTM=POINT/-GZ, 0.5*HY, 0
PTP=POINT/GZ, 0.5*HY, 0
FIL1=FILLET/LZX, L1, CENTER, PTP, RADIUS, R2
FIL2=FILLET/L31, LZXR, CENTER, P0, RADIUS, R2
FIL3=FILLET/L2, LP, CENTER, PTM, RADIUS, R3
CRVTRM/LP, REF, PTM, FIRST, L4, NOTRIM, STATUS, STA
CRVTRM/LZXR, REF, PTP, FIRST, L6Y, NOTRIM, STATUS, STA
L7YS=LINE/PYZ (2), ATANGL, BETA1
PYZ (4) =POINT/INTOF, L7YS, L4
NOTE/PYZ (4), ' <D1>PYZ (4) '
DELETE/L7YS
L7YS1=LINE/PYZ (2), PYZ (4)
PYZ (5) =POINT/ENDOF, XLARGE, LZXR
NOTE/PYZ (5), ' <D1>PYZ (5) '
DELETE/LZXR
L7YS2=LINE/PYZ (5), PYZ (2)
L5=LINE/PARLEL, L4, XLARGE, (XM4+XM31+0.75)
L6=LINE/PARLEL, L5, XLARGE, XM6
L8Y=LINE/PARLEL, LNX, YLARGE, HY2
L9Y=LINE/PARLEL, LNX, YLARGE, HY2+HY3
PYZ (6) =POINT/XM3- (XM1+XM2-0.5), 0.2*HY, 0
PYZ (7) =POINT/XM3- (XM1+XM2-0.5), 0.4*HY, 0
FIL4=FILLET/L5, L9Y, L3, CENTER, PYZ (6)
L32=LINE/PARLEL, L2, XLARGE, XM3
FIL5=FILLET/L5Y, L32, CENTER, PYZ (7), RADIUS, R4
CRVTRM/L5Y, REF, PTP, FIRST, L6Y, NOTRIM, STATUS, STA
L10Y=LINE/PARLEL, LNX, YLARGE, HY4
PYZ (8) =POINT/INTOF, L10Y, L6
L7YS3=LINE/PYZ (8), ATANGL, BETA2
FIL6=FILLET/L32, L7YS3, CENTER, PYZ (3), RADIUS, R4
CRVTRM/L7YS3, REF, PTP, FIRST, L6, NOTRIM, STATUS, STA
CRVTRM/L6, REF, PYZ (5), FIRST, L10Y, NOTRIM, STATUS, STA
DELETE/L10Y
CRVTRM/L6, REF, PYZ (6), FIRST, L8Y, NOTRIM, STATUS, STA

```

```

PA1=POINT/ENDOF, YSMALL, L6
  CRVTRM/L5, REF, PYZ (6), FIRST, L8Y, NOTRIM, STATUS, STA
CRVTRM/L8Y, REF, PT0, FIRST, L5, NOTRIM, STATUS, STA
  CRVTRM/L8Y, REF, PTP, FIRST, L6, NOTRIM, STATUS, STA
L11Y=LINE/PYZ (3), PYZ (5)
  DELETE/L6Y
PYZ (9)=POINT/ENDOF, XSMALL, LP
  NOTE/PYZ (9), '<D1>PYZ (9) '
L12Y=LINE/PYZ (4), PYZ (9)
DELETE/L4
PT1=POINT/0, -0.5*HY, 0 $$ PUNKT REFERENCYJNY TRIMOWANIA
  NOTE/PT1, '<D1>PT1 '
CRVTRM/L1, REF, PT1, FIRST, LNX1, NOTRIM, STATUS, STA
CRVTRM/L2, REF, PT1, FIRST, LNX1, NOTRIM, STATUS, STA
PYZ (10)=POINT/ENDOF, YSMALL, L1
  NOTE/PYZ (10), '<D1>PYZ (10) '
PYZ (11)=POINT/ENDOF, YSMALL, L2
  NOTE/PYZ (11), '<D1>PYZ (11) '
L13Y=LINE/PYZ (10), PYZ (11)
CRVTRM/L31, REF, PT1, FIRST, LNX1, NOTRIM, STATUS, STA
CRVTRM/L3, REF, PT1, FIRST, LNX1, NOTRIM, STATUS, STA
PYZ (12)=POINT/ENDOF, YSMALL, L31
  NOTE/PYZ (12), '<D1>PYZ (12) '
PYZ (13)=POINT/ENDOF, YSMALL, L3
  NOTE/PYZ (13), '<D1>PYZ (13) '
L14Y=LINE/PYZ (12), PYZ (13)
L15Y=LINE/PYZ (10), PYZ (12) $$ LINIA POMOCNICZA DO ZAMKNIECIA KONTUR.
FIL7=FILET/L7YS2, L7YS1, CENTER, PT1, RADIUS, R5
PAY=CPOSF (L3, -1.4)
PA2=POINT/PAY
NOTE/PA2, '<D1>PA2 '
PA3=POINT/ENDOF, YLARGE, L3
L3P=LINE/PA3, PA2
$$ =====
$$ KSZTALTOWANIE KONTURU BOCZNEGO JODELKI
  LAYER/WORK, 30
PP1=POINT/ENDOF, YSMALL, L2
LB2=LINE/PP1, ATANGL, 270
LNBY=LINE/PARLEL, LNX, YSMALL, YM5
  &FONT=&DASHED
LNBY1=LINE/PARLEL, LNX, YSMALL, YM6
  &FONT=&SOLID
PP2=POINT/ENDOF, YSMALL, L3
L6S=LINE/PP2, PA1
LB3=LINE/PP2, ATANGL, 270
LNBY2=LINE/PARLEL, LNX, YSMALL, YM7
LB4=LINE/PARLEL, LB2, XSMALL, XM8
LB5=LINE/PARLEL, LB2, XSMALL, XM9
LB6=LINE/PARLEL, LB5, XLARGE, XM9

```

```

PP3=POINT/-(XM1+XM2+(XM9/2)), -YM5-1., 0
FLB1=FILLET/LB6, LNBY2, CENTER, PP3, RADIUS, R1B $$, NOTRIM
FLB2=FILLET/LNBY2, LB5, CENTER, PP3, RADIUS, R1B $$, NOTRIM
  CRVTRM/LB4, REF, PP1, FIRST, LNBY1, NOTRIM, STATUS, STA
  CRVTRM/LB4, REF, PP3, FIRST, LNBY, NOTRIM, STATUS, STA
PP4=POINT/-(XM1+XM2+6*XM9), -YM5-1., 0
  CRVTRM/LNBY, REF, PP4, FIRST, LB4, NOTRIM, STATUS, STA
  CRVTRM/LNBY, REF, PP3, FIRST, LB5, NOTRIM, STATUS, STA
  CRVTRM/LB5, REF, PP3, FIRST, LNBY, NOTRIM, STATUS, STA
LB7=LINE/PARLEL, LNX, YSMALL, H+0.5
  CRVTRM/LB7, REF, PP3, FIRST, LB6, NOTRIM, STATUS, STA
  CRVTRM/LB6, REF, PP3, FIRST, LB7, NOTRIM, STATUS, STA
  CRVTRM/LB3, REF, PP3, FIRST, LB7, NOTRIM, STATUS, STA
PP5=POINT/(XM1+XM2+6*XM9), -YM5-2., 0
  CRVTRM/LB7, REF, PP5, FIRST, LB3, NOTRIM, STATUS, STA
PP6=POINT/(XM1+XM2+6*XM9), 0.15*XM1, 0
PP7=POINT/-(XM1+XM2+6*XM9), 0.15*XM1, 0
LBP2=LINE/PP7, PP4
LNBX=LINE/PP4, PP5
LBP3=LINE/PP5, PP6
PP8=POINT/-(XM1+XM2+R2B), -(YM6-R2B), 0
PP9=POINT/ENDOF, YLARGE, LB4
CR1=CIRCLE/CENTER, PP8, RADIUS, R2B
PP10=POINT/INTOF, CR1, LB4
  AB4=DISTF(PP9, PP10)
MATX=MATRIX/TRANSL, 0, -AB4, 0
CR1=TRANSF/MATX, CR1, MOVE
  DELETE/PP8
PP8=POINT/CENTER, CR1
DELETE/PP10
PP10=POINT/INTOF, CR1, LB2
&FONT=&DASHED
LPOM=LINE/PP7, PP6 $$ LINIA POMOCNICZA
&FONT=&SOLID
PP11=POINT/INTOF, LPOM, LB2
PP12=POINT/INTOF, LPOM, LB3
LNBXL=LINE/PP11, PP7
LNBXP=LINE/PP6, PP12
LNDX=LINE/PA2, PP6
LB2=LINE/PP10, PP11
PP13=POINT/ENDOF, XLARGE, LB7
LB3=LINE/PP12, PP13
DELETE/CR1
AB5=ANGLF(PP8, PP9)
$$ PRINT/USING, 'WARTOSC KATA AB5=#@@@.@@@ ST', AB5
CR1=CIRCLE/CENTER, PP8, PP10, START, AB5, END, 360
PP9_1=POINT/ENDOF, YSMALL, CR1
AB6=DISTF(PP9_1, PP9)
$$ PRINT/USING, 'WARTOSC AB6=#@@@.@@@@@@@@@@@@@@@@ MM', AB6

```

```
DELETE/LB2
LB2=LINE/PP10, PP11
&FONT=&DASHED
LPOM1=LINE/PARLEL, LNX, YSMALL, H
&FONT=&SOLID
&ENTCLR=&RED
LPOM2=LINE/PARLEL, LPOM1, YLARGE, YM8 $$ LINIA POMOCNICZA
&FONT=&PHANTM
&ENTCLR=&GREEN

PA4=POINT/INTOF, L3, LPOM2
PA5=POINT/ENDOF, YSMALL, L3
PA6=POINT/ENDOF, YSMALL, L5
PA7=POINT/INTOF, L5, LPOM2
PA8=POINT/ENDOF, YSMALL, L6
PA9=POINT/INTOF, L6, LPOM2
L3_1=LINE/PA5, PA4
L16Y=LINE/PA4, PA7
L5_1=LINE/PA7, PA6
L17Y=LINE/PA7, PA9
L6_1=LINE/PA8, PA9
LPK=LINE/PYZ (3), PYZ (8)
PA10=POINT/PYZ (3), POLAR, 0.5*GZ1, 0
PA11=POINT/PYZ (8), POLAR, 0.5*GZ1, 0
LPK1=LINE/PA1, PA11
LPK2=LINE/PA11, PA10
LPK3=LINE/PA10, PYZ (3)
PL=PLANE/XYPLAN, K
PP14=POINT/INTOF, LPOM1, LB5
PP15=POINT/INTOF, LPOM1, LB4
PP16=POINT/ENDOF, YSMALL, LB5
PP17=POINT/ENDOF, YSMALL, LB4
LL1=LINE/PP14, PP16
LL2=LINE/PP16, PP17
LL3=LINE/PP17, PP15
LL4=LINE/PP15, PP14
$$ =====
MATX=MATRIX/ZXROT, BETA3
LB2=TRANSF/MATX, LB2
LNBY=TRANSF/MATX, LNBY
&FONT=&DASHED
LNBY1=TRANSF/MATX, LNBY1
&FONT=&SOLID
LB3=TRANSF/MATX, LB3
LNBY2=TRANSF/MATX, LNBY2
LB4=TRANSF/MATX, LB4
LB5=TRANSF/MATX, LB5
LB6=TRANSF/MATX, LB6
FLB1=TRANSF/MATX, FLB1
```

FLB2=TRANSF/MATX, FLB2  
LB7=TRANSF/MATX, LB7  
LNBXL=TRANSF/MATX, LNBXL  
LBP2=TRANSF/MATX, LBP2  
LNBX=TRANSF/MATX, LNBX  
LNDX=TRANSF/MATX, LNDX  
LBP3=TRANSF/MATX, LBP3  
LNBXP=TRANSF/MATX, LNBXP  
CR1=TRANSF/MATX, CR1  
LL1=TRANSF/MATX, LL1  
LL2=TRANSF/MATX, LL2  
LL3=TRANSF/MATX, LL3  
LL4=TRANSF/MATX, LL4  
MATX=MATRIX/ZXROT, BETA3  
L12Y=TRANSF/MATX, L12Y  
LP=TRANSF/MATX, LP  
FIL3=TRANSF/MATX, FIL3  
L2=TRANSF/MATX, L2  
L13Y=TRANSF/MATX, L13Y  
L1=TRANSF/MATX, L1  
FIL1=TRANSF/MATX, FIL1  
LZX=TRANSF/MATX, LZX  
FIL2=TRANSF/MATX, FIL2  
L31=TRANSF/MATX, L31  
L14Y=TRANSF/MATX, L14Y  
L3=TRANSF/MATX, L3  
L3P=TRANSF/MATX, L3P  
FIL4=TRANSF/MATX, FIL4  
L5=TRANSF/MATX, L5  
L8Y=TRANSF/MATX, L8Y  
L6=TRANSF/MATX, L6  
L6S=TRANSF/MATX, L6S  
L7YS3=TRANSF/MATX, L7YS3  
FIL6=TRANSF/MATX, FIL6  
L32=TRANSF/MATX, L32  
FIL5=TRANSF/MATX, FIL5  
L5Y=TRANSF/MATX, L5Y  
L11Y=TRANSF/MATX, L11Y  
L7YS2=TRANSF/MATX, L7YS2  
FIL7=TRANSF/MATX, FIL7  
L7YS1=TRANSF/MATX, L7YS1  
L15Y=TRANSF/MATX, L15Y  
L3\_1=TRANSF/MATX, L3\_1  
L16Y=TRANSF/MATX, L16Y  
L5\_1=TRANSF/MATX, L5\_1  
L17Y=TRANSF/MATX, L17Y  
L6\_1=TRANSF/MATX, L6\_1  
LPK=TRANSF/MATX, LPK  
LPK1=TRANSF/MATX, LPK1

```

LPK2=TRANSF/MATX,LPK2
LPK3=TRANSF/MATX,LPK3
B=SINF(BETA4)/COSF(BETA4)
  LAYER/WORK,31
&WCS=NSYS3

SOL_Z3=SOLEXT/L15Y,L1,FIL1,LZX,FIL2,L31,HEIGHT,GZ3/2,AXIS,0,B,1
SOL_Z4=SOLEXT/L15Y,L1,FIL1,LZX,FIL2,L31,HEIGHT,GZ3/2,AXIS,0,-B,-1
  SOL1=UNITE/SOL_Z3,WITH,SOL_Z4
&WCS=NCORD
SS1=SOLREV/L12Y,LP,FIL3,L2,L13Y,L1,FIL1,LZX,FIL2,L31,L14Y,$
  L6S,L6,LPK,L11Y,$
  L7YS2,FIL7,L7YS1,ORIGIN,0,-(265.7-H-
HY1),0,ATANGL,GAMMA2,AXIS,0,0,1
SS2=SOLREV/L12Y,LP,FIL3,L2,L13Y,L1,FIL1,LZX,FIL2,L31,L14Y,$
  L6S,L6,LPK,L11Y,L7YS2,FIL7,L7YS1,ORIGIN,0,-(265.7-H-HY1),$
  0,ATANGL,GAMMA2,AXIS,0,0,-1
SS1_2=UNITE/SS1,WITH,SS2
&WCS=NSYS3
SAP1=SOLEXT/L3_1,L3,FIL4,L5,L5_1,L16Y,HEIGHT,1.2*GZ1,AXIS,0,-B,-1
SAP2=SOLEXT/L3_1,L3,FIL4,L5,L5_1,L16Y,HEIGHT,1.2*GZ1,AXIS,0,B,1
SAP3=SOLEXT/L5_1,L17Y,L6_1,L8Y,HEIGHT,1.2*GZ1,AXIS,0,0,-1
SAP4=SOLEXT/L5_1,L17Y,L6_1,L8Y,HEIGHT,1.2*GZ1,AXIS,0,0,1
SAP5=SOLEXT/LPK3,L5Y,FIL5,L32,FIL6,L7YS3,L6,LPK1,LPK2,HEIGHT,$
  1.4*GZ1,AXIS,0,-B,-1
SAP6=SOLEXT/LPK3,L5Y,FIL5,L32,FIL6,L7YS3,L6,LPK1,LPK2,HEIGHT,$
  1.4*GZ1,AXIS,0,B,1
SS5=UNITE/SAP1,WITH,SAP2
SS5_1=UNITE/SAP5,WITH,SAP6
SS6=SUBTRA/SS1_2,WITH,SS5
SS7=UNITE/SAP3,WITH,SAP4
SS8=SUBTRA/SS6,WITH,SS7
SS9=SUBTRA/SS8,WITH,SS5_1
SS10=UNITE/SS9,WITH,SOL1  $$ GORNA CZESC ZAMKA
&WCS=NCORD
&WCS=NSYS3
$$ = BRYLY DO WYKONANIA WYKROJU ZEWNETRZNEGO ZAMKA JODELKI NA BRYLE
(SL_ZU) =
$$ W WYNIKU OPERACJI POWSTANIE BRYLA (SL_ZS)
  LAYER/WORK,31
SL_X1=SOLEXT/LNBXL,LBP2,LNBX,LBP3,LNBXP,LB3,LB7,LB6,FLB2,LNBY2,$
  FLB1,LB5,LNBY,LB4,CR1,LB2,HEIGHT,2*GZ3,AXIS,0,0,1  $$ 0,B,1
SL_X2=SOLEXT/LNBXL,LBP2,LNBX,LBP3,LNBXP,LB3,LB7,LB6,FLB2,LNBY2,$
  FLB1,LB5,LNBY,LB4,CR1,LB2,HEIGHT,2*GZ3,AXIS,0,0,-1  $$ 0,-B,-1
SL_ZS=SUBTRA/SL_ZU,WITH,SL_X1,SL_X2
SL_X3=SOLEXT/LL1,LL2,LL3,LL4,HEIGHT,AA1,AXIS,0,0,1  $$ PAZUR ZAMKA
SL_X4=SOLEXT/LL1,LL2,LL3,LL4,HEIGHT,AA1,AXIS,0,0,-1  $$ PAZUR
ZAMKA
SOL_DZ=UNITE/SL_ZS,WITH,SL_X3,SL_X4  $$ DOLNA CZESC ZAMKA

```

```

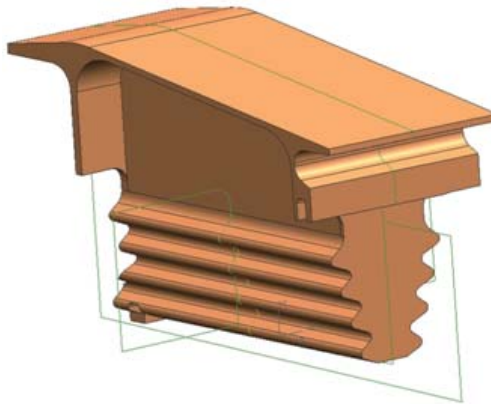
&WCS=NCORD
SOL_X1=SOLEXT/FL2G(1),L3X,LY03,LX01,LY02,LY2,$
HEIGHT,1.2*GZ,AXIS,B0,0,1
SOL_X2=SOLEXT/FL2G(2),L3X1,LY031,LX011,LY021,LY22,$
HEIGHT,1.2*GZ,AXIS,B0,0,1
SOL_X3=SOLEXT/FL2G(1),L3X,LY03,LX01,LY02,LY2,$
HEIGHT,1.2*GZ,AXIS,-B0,0,-1
SOL_X4=SOLEXT/FL2G(2),L3X1,LY031,LX011,LY021,LY22,$
HEIGHT,1.2*GZ,AXIS,-B0,0,-1
SOL_GZ=SUBTRA/SS10,WITH,SOL_X1,SOL_X2,SOL_X3,SOL_X4 $$ GORNA
CZESC ZAMKA
LAYER/WORK,41
ZAMEK=UNITE/SOL_GZ,WITH,SOL_DZ

```

## 5. Projektowanie krzywych opisujących profil aerodynamiczny

### Rozważania teoretyczne

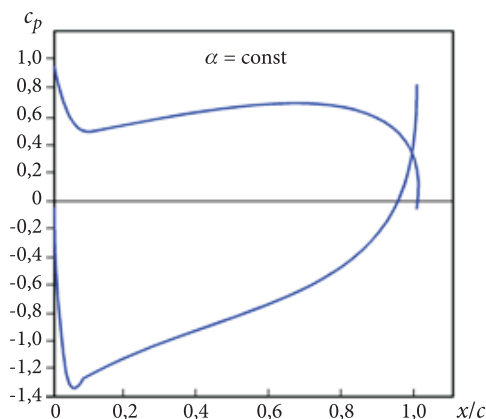
Rozważania teoretyczne rozpoczniemy od postawienia pytania, jaki jest minimalny stopień krzywej zapewniający prawidłowy rozkład ciśnienia na profilu (rys. 8)



Rys. 7. Model wirtualny zamka łopatki turbiny lotniczego silnika odrzutowego

opisanym złożoną funkcją, której równanie można wykorzystać do odwzorowania profilu pióra łopatki.

Odpowiedź na pytanie może być sformułowana poprzez równania opisujące nielepki opływ względem poszukiwanej krzywej, gdy rozpatrujemy przepływ wzdłuż linii prądu z uwzględnieniem warunków styczności prędkości przepływu w każdym punkcie opływającego profilu określonego równaniem krzywej oraz warunków wzdłuż normalnej do profilu w rozpatrywanym punkcie.



Rys. 8. Rozkład ciśnienia na profilu łopatki turbiny przy stałym kącie napływu strumienia  $\alpha$  [9], gdzie

$$c_p = 2 \frac{p_i - p_1}{\rho V_1^2} \text{ — współczynnik ciśnienia; } x/c \text{ — względna rozpiętość profilu}$$

$$v \frac{\partial v}{\partial s} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial s}, \quad (16)$$

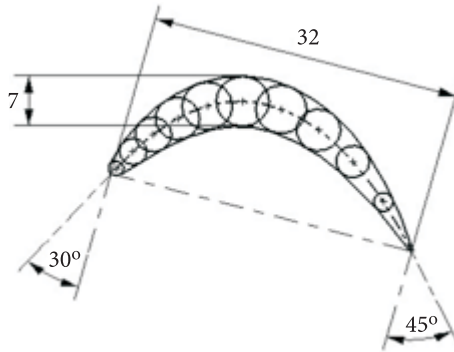
$$\frac{v^2}{R} = \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial n}. \quad (17)$$

Z założenia, powierzchnia profilu cienkiego jest formowana wzdłuż przepływu, dlatego równania (16) i (17) możemy wykorzystać w bliskim sąsiedztwie rozpatrywanej krzywizny. Jest rzeczą oczywistą, że linia określająca kontur profilu (rys. 9), czyli rozwiązanie sformułowanego zadania, zależy od parametrów globalnych, takich jak kąt natarcia strumienia niezaburzonego oraz kąt zejścia strugi z rozpatrywanego profilu.

Należy zwrócić uwagę, że zawirowania, które występują pomiędzy parametrami wejściowymi, mają tylko lokalny wpływ na pole przepływu. Podstawowym założeniem jest to, że zmiana linii prądu wywołana krzywizną jest wartością małą. Innymi słowy główna hipoteza jest następująca: wpływ modyfikacji cienkiego profilu na obszar przejścia jest nieistotny. Powołując się na wspomnianą hipotezę [4], można w łatwy sposób dokonywać modyfikacji cienkich profili, dostosowując do właściwego rozkładu ciśnienia na opływanym profilu.

## B-splajn

Zastosowanie funkcji splajnowych w systemach komputerowego wspomaganie projektowania dało możliwość wykorzystania parametrycznego podejścia do procesu modelowania wirtualnych obiektów.



Rys. 9. Konstrukcja profilu aerodynamicznego z uwzględnieniem konstrukcyjnego kąta natarcia i kąta splywu

Krzywa B-splajn ma wartość zerową we wszystkich podprzedziałach parametryzacji z wyjątkiem  $m+1$ . Krzywe takie można zdefiniować rekurencyjnie w następujący sposób:

$$N_{i,0}(x) = \begin{cases} 1 & x_i \leq x \leq x_{i+1} \\ 0 & \text{dla pozostałych } x. \end{cases} \quad (18)$$

B-splajn stopnia  $m$  w przedziale  $[x_i, x_{i+m+1}]$  jest zdefiniowana jako

$$N_{i,m}(x) = \frac{x - x_i}{x_{i+m} - x_i} N_{i,m-1}(x) + \frac{x_{i+m+1} - x}{x_{i+m+1} - x_{i+1}} N_{i+1,m-1}(x). \quad (19)$$

Uwzględniając równania (18) i (19), można znaleźć jawną postać krzywej B-splajn dowolnego stopnia, którą bezpośrednio wykorzystuje się w algorytmach kreślenia krzywych w systemach CAD.

Dla krzywej B-splajn wartość *liniowa*

$$N_{i,1}(x) = \begin{cases} \frac{x - x_i}{x_{i+1} - x_i} & x_i \leq x \leq x_{i+1} \\ \frac{x_{i+2} - x}{x_{i+2} - x_{i+1}} & x_{i+1} \leq x \leq x_{i+2}. \end{cases} \quad (20)$$

Dla krzywej B-splajn wartość *kwadratowa*

$$N_{i,2}(x) = \frac{(x - x_i)^2}{(x_{i+2} - x_i)(x_{i+1} - x_i)} \quad \text{dla } x_i \leq x \leq x_{i+1}, \quad (21a)$$

$$N_{i,2}(x) = \frac{(x-x_i)(x_{i+2}-x)}{(x_{i+2}-x_i)(x_{i+2}-x_{i+1})} + \frac{(x_{i+3}-x)(x-x_{i+1})}{(x_{i+3}-x_{i+1})(x_{i+2}-x_{i+1})} \quad \text{dla } x_{i+1} \leq x \leq x_{i+2}, \quad (21b)$$

$$N_{i,2} = \frac{(x_{i+3}-x)^2}{(x_{i+3}-x_{i+1})(x_{i+3}-x_{i+2})} \quad \text{dla } x_{i+2} \leq x \leq x_{i+3}. \quad (21c)$$

Stosując przedstawione podejście, łatwo można opisać kształt profilu aerodynamicznego, który można wykorzystać do budowy łopatek silników lotniczych. Do przeprowadzenia optymalizacji doboru punktów dla krzywej odwzorowującej profil aerodynamiczny opracowano program w języku GRIP dla systemu UNIGRAPHICS, którego kluczowe fragmenty zamieszczono poniżej i jest on kontynuacją poprzedniego.

```

...
&WCS=NSYS1
MATX_1=MATRIX/XYROT,90
NSYS4=TRANSF/MATX_1,NSYS1
  &WCS=NSYS4
MATX_2=MATRIX/ZXROT,90
NSYS5=TRANSF/MATX_2,NSYS4
  &WCS=NSYS5
MATX_3=MATRIX/XYROT,180
NSYS6=TRANSF/MATX_3,NSYS5
  &WCS=NSYS6 $$ PLASZCZYZNA X-Y W PLASZCZYZNIE BAZOWEJ
  FETCH/TXT,1,'C:\GRIP\A_DANE.TXT'
  RESET/1
L20_L:
  READ/1,USING,'###0###.###.###0###.###0###.##', $
    IFEND,END:,IND,X,YC,YK,Z
    INDO=INDO+1
  PT_YC(IND)=POINT/X,YC,Z $$ PUNKTY PONIZEJ OSI X
  PT_YK(IND)=POINT/X,YK,Z $$ PUNKTY POWYZEJ OSI X
  AN_C=&POINT(PT_YC(IND))
  AN_K=&POINT(PT_YK(IND))
  PRINT/USING,'AN_CX(##)=####.####; AN_CY(##)=####.####, AN_
  CZ(##)=####.####', $
  IND,AN_C(1),IND,AN_C(2),IND,AN_C(3)
  PRINT/USING,'AN_KX(##)=####.####; AN_KY(##)=####.####, AN_
  KZ(##)=####.####', $
  IND,AN_K(1),IND,AN_K(2),IND,AN_K(3)
  JUMP/L20_L:
END:
...

```

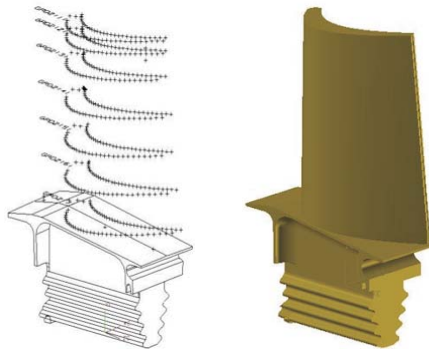
```

DO/QA0: , I, 1, IND0-1
  QC=&POINT (PT_YC (I) )
  QCP=&POINT (PT_YC (I+1) )
  IF/QCP (1) >QC (1) , JUMP/QA00:
QA0:
QA00:
&WCS=NSYS7
ZLINF=LINE/PT_YC (I) , LEFT, TANTO, CR_Z (1)
P_0=POINT/ENDOF, XSMALL, ZLINF
&WCS=NSYS6
...

```

W wyniku realizacji programu otrzymamy zbiór punktów odwzorujący poszukiwaną krzywiznę profili na ściśle zdefiniowanych wysokościach pióra łopatki.

## 7. Uwagi końcowe i wnioski



Rys. 10. Wynik poszukiwania punktów odwzorujących krzywe profili łopatki

Proces eksploatacji samolotów, co do których brak jest dokumentacji technicznej (dotyczy to samolotów zakupionych od innego państwa), rodzi szereg pytań i problemów między innymi związanych z zespołem napędowym. Co prawda producent określa warunki eksploatacji, ale nie zdradza tajemnic, które dla przemysłu kraju kupującego samolot mogą być źródłem nowych rozwiązań technicznych lub nowych technologii. Fakt ten został potwierdzony przy zakupie samolotu Su-22 i MiG-29 od byłego ZSRR i ostatnio przy zakupie od USA samolotu F-16.

Istnieje więc konieczność prowadzenia w Polsce własnych analiz silników i zespołów napędowych zabudowywanych na samolotach eksploatowanych w Siłach Powietrznych RP. Stąd jednym z ważniejszych zagadnień jest potrzeba, niezależnie

od producenta, wyznaczenia charakterystyk zespołów wirujących silnika. Wiedza ta jest bardzo przydatna w całym procesie jego bieżącej eksploatacji i wiąże się to z potrzebą podnoszenia bezpieczeństwa latania.

W obszar tych analiz i prac wpisuje się projektowanie lub odtwarzanie elementów składowych silników jak również statków powietrznych w systemie CAD/CAM/CAE, które oparte jest o metodę „parametrycznego modelu głównego”. Parametryczny model główny tworzony jest na bazie charakterystycznych wielkości (punktów) będących geometrycznymi warunkami brzegowymi modelowanych elementów, często prowadzi do wymuszenia zmian sposobu podejścia do procesu projektowania na etapie opisu modelu w zintegrowanym systemie CAD/CAM/CAE. Proces eliminacji błędów pomiarowych mający wpływ na ustalenie podstawowych parametrów obiektu oparty o *algorytm optymalizacji wyboru punktu* [2] powoduje skrócenie czasu uzyskania wirtualnego modelu przydatnego do analizy geometrii obiektu (powierzchnie gładkie). Podstawowe korzyści z przedstawionego algorytmu tworzenia modelu parametrycznego opisanego procedurami języka GRIP to:

- eliminacja niewygodnych poprawek geometrii, które wydłużają czas tworzenia modelu geometrycznego,
- zmniejszenie liczby zmiennych w procesie ustalania charakterystycznych wielkości,
- możliwość określenia reguł wnioskowania o zachowaniu pośrednich parametrów.

Ustalenie reguł odtwarzania i modyfikacji pozwala na zmianę geometrii z zachowaniem parametrów niezmiennych narzuconych przez konstruktora.

Elementy składowe modelu geometrycznego stanowią podstawę tworzenia elementów struktury statku powietrznego, które są niezbędne do przeprowadzenia analiz geometryczno-masowych, wytrzymałościowych oraz technologicznych.

Artykuł wpłynął do redakcji 18.09.2009 r. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano w listopadzie 2009 r.

#### LITERATURA

- [1] A. G. BRATUKHIN, *Aircraft industry*, Mashinostroenie, Moscow, 2000.
- [2] Å. BJÖRCK, G. DAHLQUIST, *Metody numeryczne*, Warszawa, PWN, 1987.
- [3] P. BUTOWSKI, *MiG-29 — Trzydzieści lat później*, Lotnictwo, 11, 2007.
- [4] R. CORRAL, G. PASTOR, *A Parametric Design Tool for Cascades of Airfoils*, International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition, American Society of Mechanical Engineers, Indianapolis, 1999.
- [5] P. DZIERŻANOWSKI i in., *Turbinowe silniki odrzutowe*, WKiŁ, Warszawa, 1983.
- [6] JU. S. ELISEEW, A. G. BOJCOW, W. W. KRYMOW, L. A. CHWOROSTUCHIN, *Tiechnologija proizvodstwa awiacyonych dwigatelej*, Maszynostrojenije, Moskwa, 2003.

- [7] S. KACHEL, *Application of the GRIP CAD/CAM/CAE Language for the Reverse Engineering Parametric Modelling Method of the Aviation Structures*, RRDPAE, 2008.
- [8] A. KOZAKIEWICZ, *Analiza porównawcza osiągnięć turbinowych silników odrzutowych samolotów bojowych obecnie użytkowanych w RP*, Biul. WAT, 58, 2, Warszawa, 2009.
- [9] B. LAKSHMINARAYANA, *Fluid dynamics and heat transfer of turbomachinery*, John Wiley&Sons, Inc., New York, 1996.
- [10] S. ZIĘTARSKI, *AI-based optimization method for the analysis of co-ordinate measurements within integrated CAD/CAM/CAE systems*, ImechE, 2003.

S. KACHEL, A. KOZAKIEWICZ

**Practical usage of CAD/CAM/CAE GRIP language system for aircraft parametric modelling with reverse engineering methods**

**Abstract.** In the work, a method for facilitation of the jet turbine engine design in the CAD/CAM/CAE environment was presented (the jet RD-33 was selected as an example). The recommended method utilizes, specially elaborated by the authors, algorithms written in the GRIP (Graphics Interactive Programming) language exclusively for the CAD/CAM/CAE Unigraphics system needs. Evaluation of the curves and surfaces for the parametric modeling, including the entrances into multi criterion optimisation of the curves for airfoils recreation on the base of the reverse engineering techniques, was done. Process of the geometry elaboration from early stage of the precise measurements, through data verification, and curves validation to the final stage of the wane body faces creation was presented as well as the algorithms elaborated by the authors.

**Keywords:** Aircraft design, CAD/CAM/CAE system, parametric modelling, reverse engineering, GRIP language

**Universal Decimal Classification:** 621.45



## Turbinowe silniki odrzutowe jedno- i dwuprzepływowe w samolotach bojowych

ADAM KOZAKIEWICZ

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki, Instytut Techniki Lotniczej,  
00-908 Warszawa, ul. S. Kaliskiego 2

**Streszczenie.** Artykuł przedstawia analizę parametrów jednostkowych turbinowych silników odrzutowych pod względem procesu realizowanego w tych silnikach. Zaprezentowano tendencje zmian ciągu jednostkowego i jednostkowego zużycia paliwa w zależności od roku wprowadzenia silnika do eksploatacji oraz schematy ideowe silników. Przeanalizowano przebiegi zmian obliczonych parametrów gazodynamicznych wzdłuż kanałów przepływowych turbinowych silników odrzutowych użytkowanych w lotnictwie wojskowym RP na samolotach bojowych oraz wpływ zakresu lotu na ich przebieg i zakres wartości.

**Słowa kluczowe:** turbinowe silniki odrzutowe jednoprzepływowe, dwuprzepływowe turbinowe silniki odrzutowe, parametry jednostkowe, parametry strumienia

**Symbole UKD:** 621.45

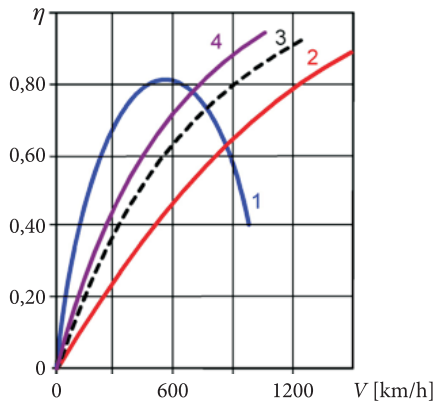
### 1. Wprowadzenie

Ciągłe dążenie do podwyższania osiągnięć samolotów bojowych takich jak: prędkość wznoszenia i prędkość w locie poziomym, wysokość lotu, manewrowość oraz udźwig i zasięg samolotu przekłada się na konieczność zwiększenia (poprawy) osiągnięć ich zespołów napędowych. Wśród nich to przede wszystkim duży ciąg, małe zużycie paliwa i możliwie chłodne gazy wylotowe w warunkach lotu ustalonego, a z drugiej strony małe wymiary gabarytowe (zwłaszcza poprzeczne) i mała masa. Tu dostrzega się znacznie szersze możliwości wyboru osiągnięć niż w jednoprzepływowych silnikach (do niedawna powszechnie stosowanych w lotnictwie bojowym) do potrzeb samolotu, wykorzystując dwuprzepływowe silniki odrzutowe. Wartości tych osiągnięć we współczesnych samolotach stanowią kompromis w zależności od przewidywanych zadań lotniczych.

Brak szczegółowych danych dotyczących przebiegów parametrów gazodynamicznych wzdłuż kanałów przepływowych silnika jednoprzepływowego AŁ-21F3 (z samolotu SU-22) i dwuprzepływowego RD-33 (z samolotu MiG-29) spowodował potrzebę odtworzenia obliczeniowego osiągow tych silników — wykorzystanych następnie do porównań i analiz — na tle osiągow silników firm zachodnich.

Wykorzystanie zespołu napędowego samolotu opartego o turbinowy silnik odrzutowy na szeroką skalę nastąpiło w końcu II wojny światowej w wyniku potrzeby uzyskiwania większych prędkości lotu przez ówczesne samoloty bojowe. Napęd śmigłowy (rys. 1) nie potrafi zapewnić wystarczającej sprawności napędowej układu przy lotach z prędkością powyżej 700÷800 km/h.

Pierwszym rodzajem turbinowego silnika odrzutowego, który pojawił się przed ponad 70 laty, był turbinowy jednoprzepływowy silnik odrzutowy. Dzień 12 kwietnia 1937 r. można uznać za początek rozwoju tego rodzaju silników, kiedy to F. Whittle przeprowadził udane testy na nowym rodzaju silnika WU (*Whittle Unit*), a początki samolotu odrzutowego to lot maszyny Heinkel He 178 (z silnikiem HeS-3B o ciągu 450 kG), który się odbył 27 sierpnia 1939 r.



Rys. 1. Sprawność napędowa zespołu napędowego w funkcji prędkości lotu: 1 — napęd śmigłowy; 2 — turbinowy silnik odrzutowy jednoprzepływowy; 3 — dwuprzepływowy turbinowy silnik odrzutowy (o stosunku natężeń przepływu  $\bar{m} < 1,0$ ); 4 — dwuprzepływowy turbinowy silnik odrzutowy ( $\bar{m} > 4,0$ )

Ogromną zaletą turbinowego silnika odrzutowego jest rosnąca sprawność napędowa wyrażona wzorem (1) ze wzrostem prędkości lotu, następuje bowiem polepszenie warunków zamiany przyrostu energii kinetycznej  $\Delta e_K$  czynnika roboczego (powietrza i spalin) na pracę użyteczną ciągu wyrażoną iloczynem ciągu jednostkowego i prędkości lotu  $k_j V_H$ .

$$\eta = \frac{k_j V_H}{\Delta e_K}, \quad (1)$$

gdzie:  $k_j$  — ciąg jednostkowy silnika, tj. ciąg odnoszony do natężenia przepływu

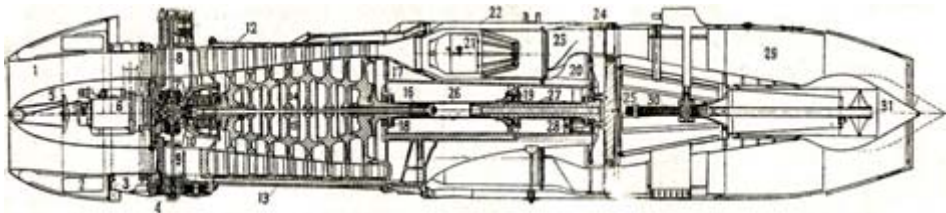
$$\text{powietrza przez silnik } \left[ \frac{N}{(\text{kg} / \text{s})} \right],$$

$V_H$  — prędkość strumienia powietrza wpływającego do silnika;

$\Delta e_K$  — przyrost energii kinetycznej strumienia przepływającego przez silnik.

Ze względu na tę właściwość sprawności napędowej, należy powyżej prędkości lotu samolotu 700÷800 km/h (rys. 1) stosować jedynie turbinowy silnik odrzutowy jako zespół napędowy szybkiego samolotu. Polepszenie sprawności turbinowych silników odrzutowych w obszarze średnich prędkości (600 km/h) uzyskano w wyniku wprowadzenia silników dwuprzepływowych (szczególnie przy dużych wartościach stopnia podziału masowego natężenia przepływu  $\bar{m} > 4,0$ ).

Jednym z silników, który odegrał istotną rolę w rozwoju turbinowych silników odrzutowych, był silnik Jumo 004B (rys. 2) skonstruowany przez zespół pod kierownictwem Anselma Franza. Produkcję seryjną silnika uruchomiono na początku 1944 roku i wyprodukowano 6424 sztuki tego silnika. Silnik rozwijał ciąg 880 daN przy masowym natężeniu przepływu powietrza  $\dot{m} = 21,1 \text{ kg/s}$ , sprężu  $\pi_s^* = 3,14$ , prędkości obrotowej wirnika  $n = 8700 \text{ obr/min}$  i temperaturze przed turbiną  $T_3^* = 1070 \text{ K}$ , przy sprawnościach sprężarki  $\eta_s = 78\%$ , komory spalania  $\eta_{KS} = 95\%$  i turbiny  $\eta_T = 80\%$ . Resurs w końcowym okresie produkcji tego silnika osiągał 100 h.



Rys. 2. Schemat konstrukcyjny silnika Jumo 004B

Idea pracy turbinowego silnika odrzutowego oparta jest (tak samo jak lotniczego silnika tłokowego ze śmigłem) na przyroście prędkości strumienia powietrza przepływającego przez silnik, a w przypadku użycia silnika tłokowego — powietrza przepływającego przez płaszczyznę obracającego się śmigła. W silniku odrzutowym wzrost temperatury strumienia w komorze spalania i wzrost jego objętości powoduje, że prędkość  $\bar{c}_5$  wypływu spalin z dyszy jest większa niż prędkość powietrza we wlocie do silnika. Następstwem tego jest zmiana ilości ruchu czynnika roboczego, co generuje ciąg silnika (zgodnie z tw. Eulera) (2). W warunkach, gdy prędkość powietrza we wlocie silnika  $c_1 = V_H$ , ciąg można wyrazić zależnością:

$$\vec{K} = \dot{m}'\vec{c}_5 - \dot{m}\vec{V}_H, \quad (2)$$

gdzie:  $\vec{K}$  — wypadkowa siła ciągu;  
 $\dot{m}; \dot{m}'$  — masowe natężenie przepływu powietrza i spalin;  
 $\vec{V}_H; \vec{c}_5$  — prędkości strumienia na wejściu i wyjściu z silnika.

Klasyfikacja turbinowych silników odrzutowych jedno- i dwuprzepływowych została przedstawiona na rysunku 3. Najprostszym silnikiem odrzutowym jest jednoprzepływowy silnik bez dopalacza. Silniki jednoprzepływowe mogą być jedno- lub dwuwirnikowe. Natomiast silniki dwuprzepływowe są w zasadzie dwuwirnikowe — ale zdarzają się trójwirnikowe (np. RB-211, Trent 1000, a na bojowym samolocie Tornado silnik RB-199).



Rys. 3. Klasyfikacja turbinowych silników odrzutowych

W pierwszym okresie rozwoju silników turbinowych podstawowym układem konstrukcyjnym był silnik jednowirnikowy bez dopalacza. Do czasów współczesnych tego rodzaju jednostki napędowe wykorzystywane są w samolotach szkolno-treningowych, szkolno-bojowych bądź do napędów bezzałogowych statków powietrznych.

## 2. Parametry jednostkowe

Bardzo ważnymi parametrami silników lotniczych współdecydującymi o ich przydatności do napędu danego statku powietrznego są ich parametry jednostkowe. Istotą parametrów jednostkowych jest możliwość wykorzystania ich do porównania procesów zachodzących w różnych silnikach oraz ich doskonałości konstrukcyjno-technologicznej.

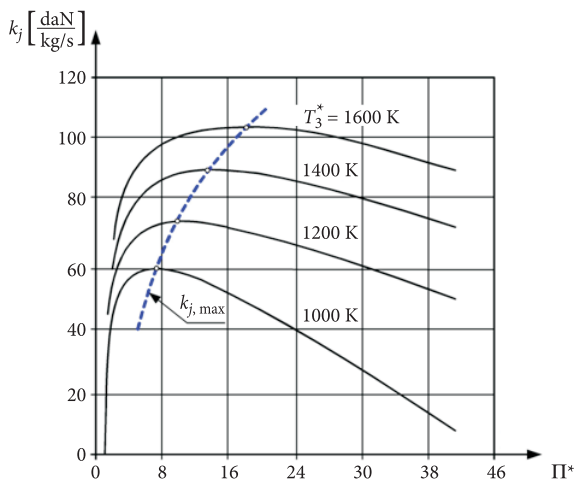
Podstawowym parametrem silnika odrzutowego jest ciąg jednostkowy  $k_j$ , tj. ciąg przypadający na jednostkę natężenia przepływu powietrza przez silnik np.  $\left[ \frac{daN}{(kg/s)} \right]$ . Im większy jest ciąg jednostkowy, tym mniejsze jest dla danego ciągu  $K$  zużycie powietrza przez silnik, co pociąga za sobą możliwość zmniejszenia gabarytów poprzecznych silnika, jak również jego masy. Ciąg jednostkowy w sposób istotny zależy od sprężu silnika  $\pi$ , temperatury spalin przed turbiną  $T_3$ , sprawności sprężania  $\eta_s$  i rozprężania  $\eta_r$  w silniku, a jego wartość określa wzór:

$$k_j = \frac{K}{\dot{m}} = f(\pi, T_3, \eta_s, \eta_r). \quad (3)$$

Parametry te ulegają zmianom w warunkach lotu ( $V, H$ ). Na rysunku 4 przedstawiono zależność ciągu jednostkowego od sprężu silnika  $\pi$  przy założonych temperaturach  $T_3$  spalin przed turbiną. Uwidoczniona jest na tym rysunku linia optymalizująca dobór wartości  $T_3$  i sprężu  $\pi$  dla uzyskiwania maksymalnego ciągu jednostkowego projektowanego silnika.

Ciąg jednostkowy  $k_j$  silnika jest istotny dla osiągnięć samolotu i zależy od zakresu pracy silnika. Dla maksymalizacji ciągu jednostkowego silnika powinien on pracować na zakresie optymalnym — dobranym sprężu  $\pi$  dla możliwej do przyjęcia temperatury  $T_3$  (ze względu na ograniczoną wytrzymałość materiałów konstrukcyjnych).

Dla uzyskania jak największej wartości  $k_j$  dąży się do tego, by w lotniczych silnikach turbinowych te dwa istotne parametry —  $\pi$  oraz  $T_3$  — były jak najwyższe. Ich wzrost stał się możliwy dzięki postępowi w obszarze prac teoretycznych jak



Rys. 4. Zależność ciągu jednostkowego od sprężu silnika  $\pi$  i temperatury przed turbiną  $T_3$  w warunkach statycznych na ziemi ( $V_H = 0$  i  $H = 0$ )

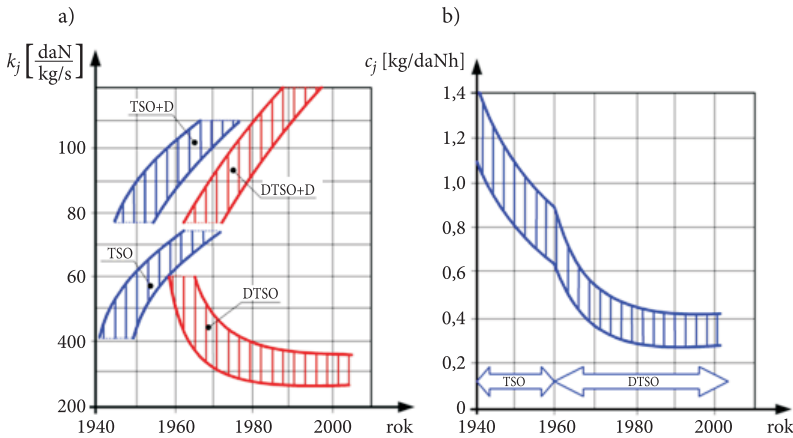
i technologii. Obecnie silniki najbardziej zaawansowane technologicznie mogą już pracować z temperaturami spalin przed turbiną dochodzącymi do 1850 K i sprężem sięgającym wartości 50 (np. silnik RR — Trent 1000).

Zakresy zmian wartości ciągu jednostkowego  $k_j$  i jednostkowego zużycia paliwa  $c_j$  w zależności od roku wprowadzania silników do eksploatacji przedstawia rysunek 5.

Istotny parametr określający ekonomiczną cechę pracy silnika to jednostkowe zużycie paliwa  $c_j$ , przedstawione na rysunku 5b. Parametr ten jest niezbędny do określenia zasięgu i długotrwałości lotu samolotu.

$$c_j = \frac{c_h}{K}, \quad (4)$$

gdzie:  $c_h$  — godzinowe zużycie paliwa.



Rys. 5. Wartości ciągu jednostkowego  $k_j$  i jednostkowego zużycia paliwa  $c_j$  w zależności od roku wprowadzania silnika do produkcji: TSO — jednoprzepływowy turbinowy silnik odrzutowy (bez dopalacza); TSO+D — jednoprzepływowy turbinowy silnik odrzutowy z dopalaczem; DTSO — dwuprzepływowy turbinowy silnik odrzutowy (bez dopalacza); DTSO+D — dwuprzepływowy turbinowy silnik odrzutowy z dopalaczem

Pierwsze turbinowe silniki odrzutowe miały wartości jednostkowego zużycia paliwa  $c_j = 1,30 \div 1,20 \frac{\text{kg}}{\text{daN} \cdot \text{h}}$  (rys. 5b). Silniki skonstruowane w następnych latach charakteryzowały się wartościami  $c_j = 1,00 \div 0,85 \frac{\text{kg}}{\text{daN} \cdot \text{h}}$ . Były to jednak jeszcze jednoprzepływowe silniki odrzutowe. Obecnie podstawowym paliwem wykorzystywanym w silnikach turbinowych jest nafta lotnicza, która stanowi współcześnie 98% paliwa spalane w lotnictwie<sup>1</sup>.

<sup>1</sup> Jest to rezultat dążenia do unifikacji paliwa nie tylko w statkach powietrznych, silniki tłokowe o zapłonie iskrowym (zasilane benzynami) zastępowane są silnikami o zapłonie samoczynnym (zasilane naftą lotniczą), ale także we wszelkich pojazdach i urządzeniach lotniskowych.

Zestawienie wartości przedstawionych na rysunkach 5a i 5b należy rozpatrywać wspólnie — gdyż tylko taki sposób postępowania pozwala na obiektywną ocenę cech użytkowych silników i optymalny wybór silnika do napędu samolotu o przewidywanym zastosowaniu.

Wraz z pojawieniem się dwuprzepływowych silników odrzutowych okazało się, że są one bardziej ekonomiczne, ale i bardziej skomplikowane niż jednoprzepływowe, co spowodowało stopniowe wypieranie silników jednoprzepływowych przez dwuprzepływowe, przede wszystkim w samolotach pasażerskich i transportowych.

Na początku XXI w. wartość  $c_j$  spadła do poziomu  $0,40 \div 0,25 \frac{\text{kg}}{\text{daN} \cdot \text{h}}$ , co stanowi ponad trzykrotne zmniejszenie zużycia paliwa w stosunku do poziomu wyjściowego dla silników odrzutowych. Obecnie w lotnictwie bojowym stosuje się silniki o mniejszym stosunku natężeń przepływu — co stanowi kompromis między zasięgiem samolotu a jego prędkością lotu i jednostkowych zużyciach paliwa na poziomie  $0,85 \div 0,70 \frac{\text{kg}}{\text{daN} \cdot \text{h}}$  oraz wynika z konieczności ograniczenia ich gabarytów.

### 3. Przebiegi podstawowych parametrów strumienia w kanałach przepływowych silników odrzutowych

W celu uzyskania przebiegu zmian parametrów (ciśnienia, temperatury i prędkości strumienia) czynnika roboczego w kanale przepływowym, które mają istotne znaczenie ze względu na obciążenia gazodynamiczne i cieplne zespołów konstrukcyjnych, należy zbudować model silnika turbinowego. Budując matematyczny model, należy brać pod uwagę takie elementy jak:

- adekwatność w stosunku do rzeczywistego obiektu;
- ekonomiczność pod względem czasu budowy samego modelu i czasu obliczeń;
- zbieżność z danymi eksperymentalnymi;
- uniwersalność w obszarze zastosowań;
- możliwość wykorzystania standardowych procedur obliczeń.

Model matematyczny jest oparty o równania:

- bilansu strumienia masowego natężenia przepływu dla sprężarki

$$\dot{m}_1 - \Delta \dot{m}_{up} - \dot{m}_2 = 0, \quad (5)$$

gdzie:  $\dot{m}_1$  — strumień powietrza na wejściu do sprężarki,  $\Delta \dot{m}_{up}$  — strumień powietrza upuszczany przez zawory upustu,  $\dot{m}_2$  — strumień powietrza na wyjściu ze sprężarki;

- bilansu strumienia masowego natężenia spalin dla turbiny

$$\dot{m}'_3 + \sum_i \dot{m}'_{chl} - \dot{m}'_4 = 0, \quad (6)$$

gdzie:  $\dot{m}'_3$  — strumień spalin na wejściu do turbiny,  $\sum_i \dot{m}_c$  — suma powietrza wykorzystywana do chłodzenia wieńców dyszowych i wirnikowych turbiny,  $\dot{m}'_4$  — strumień spalin na wyjściu z turbiny;

- bilansu mocy dla zespołów wirnikowych

$$\dot{m}'_i l_{T,i} \eta_{T,i} - \dot{m}_i l_{S,i} - \Delta P_{agr} = 0, \quad (7)$$

gdzie:  $\dot{m}'_i$  — strumień spalin przepływający przez  $i$ -ty zespół turbiny,  $l_{T,i}$  — praca właściwa spalin w turbinie,  $\eta_{T,i}$  — sprawność mechaniczna turbiny,  $\dot{m}_i$  — strumień powietrza przepływający przez określony zespół sprężarki,  $l_{S,i}$  — praca właściwa doprowadzana do powietrza w sprężarce,  $\Delta P_{agr}$  — moc wykorzystywana do napędów agregatów.

Tworzone w ten sposób modele pozwalają uzyskiwać wyniki dla różnych warunków obliczeniowych. W tym przypadku zbudowano jednowymiarowy stacjonarny model obliczeniowy, który jest podstawowym modelem w tego typu analizach. W celu przeprowadzenia dokładnych symulacji osiągow silnika i zmian parametrów czynnika roboczego w kanale przepływowym, należałoby znać dodatkowo charakterystyki związane ze wszystkimi zespołami. Do tych charakterystyk należałoby zaliczyć między innymi:

- wlot  $\sigma_{wl}^* = q(\lambda)$  — współczynnik strat ciśnienia na wlocie,  
 $\varphi_{wl} = q(\lambda)$  — współczynnik efektywności wlotu;
- sprężarka  
 $\pi_S^* = f(\dot{m}, n)$  — funkcję przebiegu zmian sprężu sprężarki,  
 $\eta_S^* = f(\dot{m}, n)$  — funkcję przebiegu zmian sprawności sprężarki;
- komora spalania  
 $\sigma_{KS}^* = f(Ma, \Delta_{KS}^*)$  — współczynnik strat ciśnienia w komorze spalania;
- turbina  
 $\dot{m}' = f(\pi_T^*, n)$  — funkcję zmiany masowego natężenia strumienia spalin przepływających przez turbinę,  
 $\eta_T^* = f(\dot{m}', n)$  — funkcję przebiegu zmian sprawności turbiny;
- układ wylotowy  
 $\pi_H^* = f(Ma, H, T_3^*, \bar{m})$  — funkcję przebiegu zmian rozporządkalnego stopnia rozprężania w układzie wylotowym,  
 $q = f(\lambda)$  — funkcję zmiany względnej gęstości strumienia.

Uzyskanie rzeczywistych wartości powyższych parametrów może odbywać się tylko na drodze eksperymentu na stanowiskach pomiarowych służących do badań poszczególnych zespołów lub silnika jako całości. Tego typu charakterystyki dotyczące konkretnego turbinowego silnika odrzutowego niestety nie są udostępniane przez producentów. Inną możliwością rozwiązania tego typu zagadnienia jest wykorzystanie danych statystycznych, które wykorzystane zostały w tych

konkretnych przypadkach obliczeniowych. Należy pamiętać, że dobór parametrów winien być oparty o poziom rozwoju technologicznego danego silnika, np. silnik AŁ-21 zaliczamy jest do III generacji silników (parametr jednostkowy, jakim jest ciężar jednostkowy silnika, tzn. ciężar silnika odniesiony do ciągu silnika, wynosi  $\gamma^2 = 0,18 \div 0,14$ ), a RD-33 to IV generacja ( $\gamma^2 = 0,13 \div 0,12$ ).

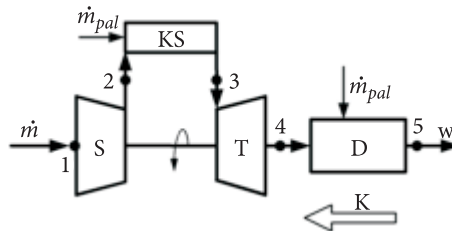
Warunkami początkowymi, które wykorzystano w obliczeniach, był ciąg  $K$ , spręż całego silnika  $\pi^*$  (silniki III generacji mają  $\pi^* < 17$ , a IV generacji  $\pi^* < 30$ ), stosunek natężeń przepływu  $\bar{m}$  (silniki samolotów wielozadaniowych posiadają mały stopień dwuprzepływowości  $\bar{m} < 1,0$ ), pozostałe wybrane dane zawarte są w tabeli 1. Zakładając, że relacja między parametrem założonym a wyliczonym wynosi:

$$\delta P_i = \frac{P_i - P_{z,i}}{P_{z,i}} \leq 5\%, \quad (8)$$

gdzie:  $P_i$  — parametr wyliczony,  $P_{z,i}$  — parametr założony.

W przypadku temperatury przed turbiną  $T_3^*$  warunek ten jest dość kłopotliwy ze względu na to, że w rzeczywistych silnikach temperatura ta nie jest mierzona a jedynie temperatura za turbiną  $T_4^*$ , na dodatek rozkład nie jest regularny ani promieniowo ani obwodowo, a różnice temperatur osiągają poziom 120 K. Dane statystyczne podają, że w przypadku III generacji  $T_3^* < 1550$  K, a czwartej  $T_3^* < 1700$  K.

Schemat ideowy jednoprzepływowego, jednowirnikowego turbinowego silnika odrzutowego z dopalaczem został przedstawiony na rysunku 6, a na rysunku 7



Rys. 6. Schemat ideowy jednoprzepływowego, jednowirnikowego turbinowego silnika odrzutowego z dopalaczem: S — sprężarka; KS — komora spalania; T — turbina; D — dopalacz; K — wektor siły ciągu,  $\dot{m}$  — strumień powietrza,  $\dot{m}_{pal}$  — wydatek paliwa

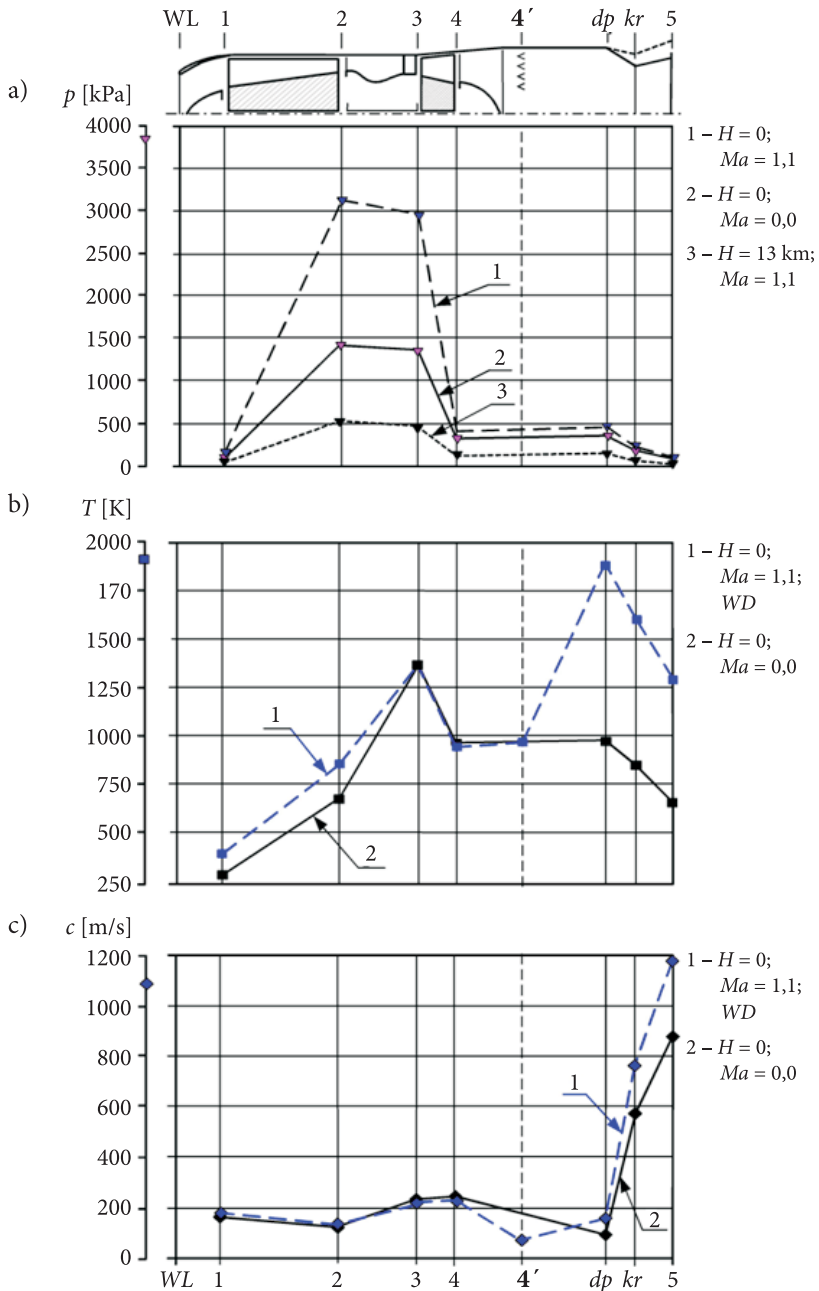


Rys. 7. Silnik AŁ-21F3

TABELA 1  
 Parametry geometryczne i funkcjonalne dwuprzepływowych turbinowych silników odrzutowych wykorzystywanych w samolotach bojowych

Lp.	Wytwórnia (państwo)	Silnik/ napędzany samolot	Spręż		Wymiary średnica [mm]	Masa [kg]	Stosunek nateżeń przepływów [-]	Masowe nateżenie przepływu całkowite [kg/s]	Jednostkowe zużycie paliwa [kg/daN <sup>0,5</sup> h]		Konfiguracja zespołów wirnikowych			Ciąg	
			$\pi_c$ [-]	$\pi_w$ [-]					Z M [kg/daN <sup>0,5</sup> h]	Z D [kg/daN <sup>0,5</sup> h]	SNC	SWC	TWC	TNC	norm. [daN]
1		2	3	4		5	6	7	8	9	10			11	12
1	Eurojet (europejski)	<b>EJ200</b> EF 2000	26,0	b. d.	740	1035	0,4	76,0	0,79	1,73	3F-5A-1-1			6000	9000
2	Volvo Aero. Corp. (Szwecja)	<b>RM12</b> JAS 39 Gripen	27,2	b. d.	850	1050	0,28	68	0,80	1,80	3F-7A-1-1			5400	8050
3	General Electric (USA)	<b>F404-GE-400</b> F/A-18A/B	25,0	b. d.	889	989	0,34	64,4	0,87	1,89	3F-7A-1-1			4890	7120
4	General Electric (USA)	<b>F404-GE-402</b> F/A-18C/D	25,0	b. d.	880	1035	0,27	62,2	0,85	1,79	3F-7A-1-1			5390	7870
5	Klimov (Rosja)	<b>RD-33</b> MiG-29	21,0	3,2	1040	1055	0,47	77,0	0,76	2,09	4F-9A-1-1			5000	8200
6	Pratt & Whitney (USA)	<b>F100-PW-229</b> F-16C/D Block 52	31,0	3,8	1180	1681	0,36	120,2	0,74	2,05	3 F-10A-2-2			7920	12940
7	Saturn (Ljulka) (Rosja)	<b>AL-35</b> Su-35	23,0	b. d.	1220	1530	0,57	110	0,69	2,00	4F-9A-1-2			7453	13300
8	Snecma (Francja)	<b>M53-P2</b> Mirage 2000-5	9,8	b. d.	1055	1500	0,35	86	0,89	2,42	3F-5A-2			6430	9500
9	Snecma (Francja)	<b>M88-2</b> Rafale	24,5	3,9	696	897	0,25	65	0,88	1,76	3F-6A-1-1			4870	7290

Oznaczenia: SNC — sprężarka niskiego ciśnienia; SWC — sprężarka wysokiego ciśnienia; TNC — turbina niskiego ciśnienia; TWC — turbina wysokiego ciśnienia; 3F — wentylator 3-j stopniowy; 10A — sprężarka 10-stopniowa; Z M — zakres maksymalny; Z D — zakres dopalania.



Rys. 8. Zmiany parametrów strumienia przepływającego przez turbinowy silnik odrzutowy jedno-przepływowy (gdzie WD — włączony dopalacz)

widok silnika tego typu (AŁ-21F3), który stanowi napęd samolotu Su-22. Schemat wykorzystywany jest do budowy modeli obliczeniowych jak i modelu jego regulacji. Cechą charakterystyczną tego rodzaju silników jest zachowanie stałego masowego natężenia przepływu  $\dot{m}$  w kanale przepływowym. Wszystkie parametry, w tym również wytwarzany ciąg  $K$ , są uzależnione od ilości doprowadzanego paliwa  $\dot{m}_{pat}$  do komory spalania ( $KS$ ) i ewentualnie do dopalacza ( $D$ ).

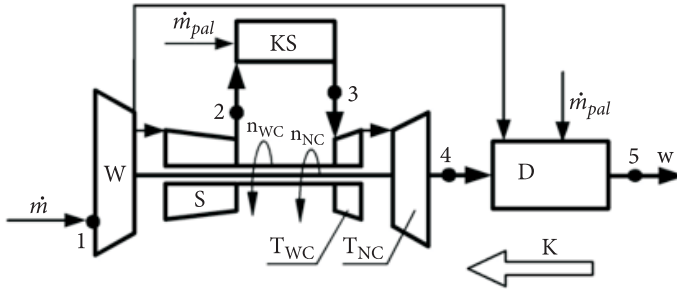
Przebiegi parametrów termogazodynamicznych silnika w charakterystycznych przekrojach jego kanałów przedstawiono na rysunkach 8a, b, c. Do obliczeń posłużono się dostępnymi danymi silnika AŁ-21F3. Na wszystkich rysunkach bazowym przebiegiem zmian ciśnienia, temperatury i prędkości są tak zwane warunki statyczne na ziemi, które odpowiadają warunkom pracy silnika, gdy wysokość lotu wynosi  $H = 0$  m n.p.m., i zerowej prędkości lotu.

Pozostałe charakterystyki zostały obliczone i wykreślone w celu zobrazowania zmiany obciążenia poszczególnych zespołów silnika związanych ze zmianą prędkości, wysokości lotu czy włączenia dopalacza. W przypadku pierwszego zespołu silnika, jakim jest sprężarka, najistotniejsza zmiana obciążenia wynikająca z jej pracy istotnie związana jest ze wzrostem prędkości lotu, od której uzależniona jest różnica ciśnień na jej wejściu i wyjściu. Konsekwencją tego jest wzrost siły wzdłużnej obciążającej sprężarkę i ciśnień obciążających kadłub sprężarki oraz ściany kadłuba silnika. Następstwem wzrostu ciśnienia za sprężarką jest również wzrost temperatury w przekroju 2 (rys. 8b). Zmiana ciśnienia w sprężarce ma wpływ na dalsze zespoły kanału przepływowego silnika. Ma to szczególne znaczenie — ze względu na siły obciążające części i zespoły w komorze spalania i turbinie. W przypadku układu wylotowego nie ma to już tak dużego znaczenia pod względem obciążeń ze względu na spadek ciśnienia spalin przy przepływie przez turbinę.

W przypadku temperatury najistotniejsza zmiana charakteru przebiegu wzdłuż kanału przepływowego od warunków pracy silnika związana jest z włączeniem dopalacza, który powoduje skokowy przyrost temperatury spalin do około 1900 K w układzie wylotowym, co zmusza do rozwarcia klap dyszy wylotowej.

Prędkość strumienia w kanale silnikowym w niewielkim stopniu zależy od parametrów lotu (wysokości i prędkości). Praca pierwszego zespołu silnika turbinoowego, jakim jest sprężarka, powoduje, poprzez działanie aerodynamiczne palisad kierownic i łopatek wirnikowych, wzrost ciśnienia i temperatury przy spadku prędkości przepływu. Prędkość na wyjściu ze sprężarki maleje do wartości około  $c_2 = 100 \div 170$  m/s, po czym następuje stopniowy wzrost prędkości przepływu — z wyjątkiem krótkiego odcinka przepływowego za turbiną (kanał dyfuzorowy). Największe zmiany prędkości zachodzą w dyszy wylotowej po włączeniu dopalacza. Następuje wzrost prędkości strumienia spalin o około 300 m/s, co powoduje istotny przyrost ciągu.

Rysunek 9 przedstawia schemat ideowy dwuprzepływowego turbinowego silnika odrzutowego z mieszalnikiem powietrza z kanału zewnętrznego i spalin z kanału



Rys. 9. Schemat idealowy dwuprzepływowego turbinowego silnika odrzutowego z mieszalnikiem (i dopalaczem): W — wentylator; S — sprężarka; KS — komora spalania; TWC — turbina wysokiego ciśnienia; TNC — turbina niskiego ciśnienia; D — dopalacz (mieszalnik); K — wektor siły ciągu,  $\dot{m}$  — strumień powietrza,  $\dot{m}_{pal}$  — wydatek paliwa

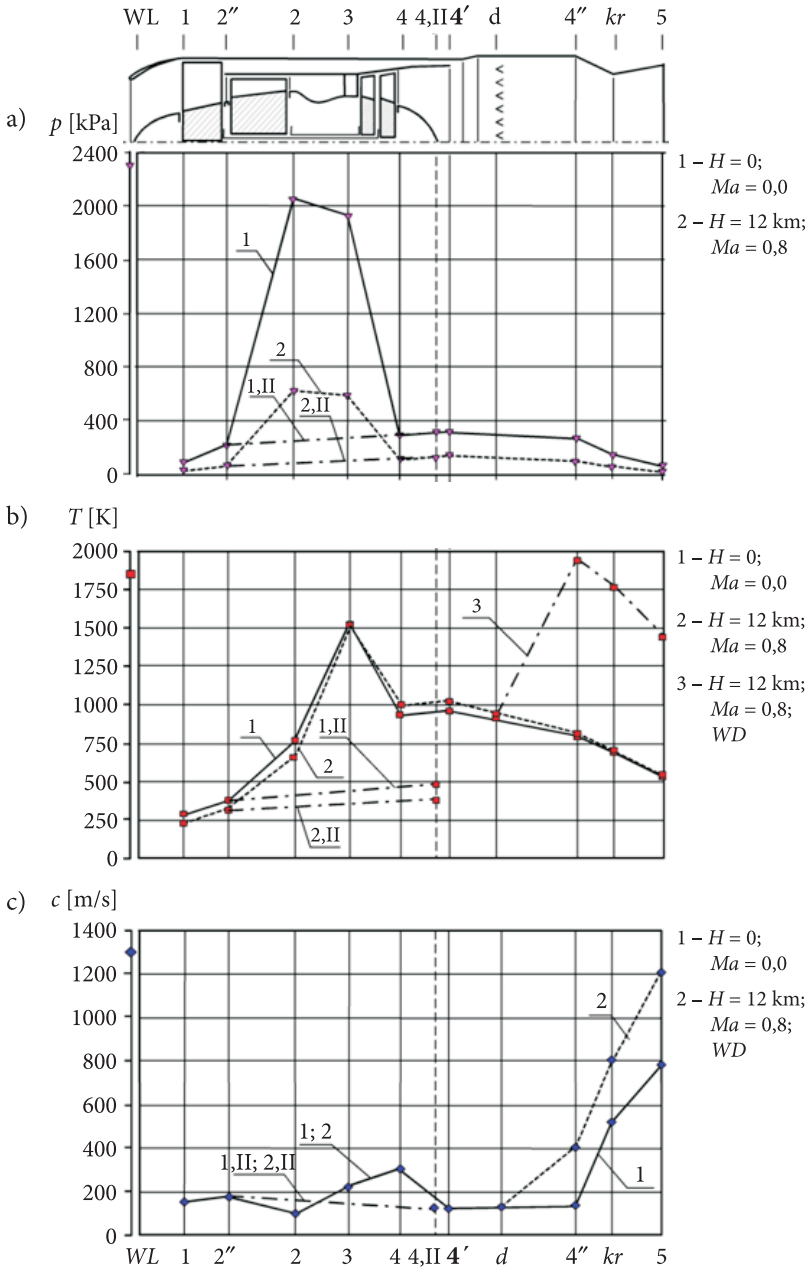
wewnętrznego. Na schemacie zaznaczono podział strumienia wypływającego z wentylatora na strumień płynący przez komorę spalania i strumień skierowany do kanału zewnętrznego.

Oba strumienie mieszają się w mieszalniku, który w przypadku silników stosowanych w samolotach bojowych jest zarazem dopalaczem. Silniki dwuprzepływowe muszą być układami co najmniej dwuwirnikowymi, ze względu na potrzebę różnicowania prędkości obrotowych wentylatora i sprężarki z uwagi na ich wymiary geometryczne i konieczność zapewnienia stateczności pracy i wytrzymałości tych zespołów.

Wyniki analizy termogazodynamicznej dwuprzepływowego turbinowego silnika odrzutowego z mieszalnikiem przedstawiają rysunki 11a, b, c. Jako obiekt do obliczeń przyjęto eksploatowany w Polsce silnik RD-33 (rys. 10) z samolotu MiG-29. Dane podstawowe tego silnika zawarte są w tabeli 1 poz. 5. Analiza ta została przeprowadzona dla stopnia dwuprzepływowości  $\bar{m} = 0,47$ . W tym przypadku, tak samo jak w analizie silnika jednoprzepływowego, przyjęto jako bazowy przebieg zmian parametrów powietrza i spalin dla warunków statycznych na ziemi. Charakter



Rys. 10. Widok silnika RD-33



Rys. 11. Zmiana parametrów strumienia przepływającego przez dwuprzepływowy turbinowy silnik odrzutowy z dopalaczem o stopniu podziału masowego natężenia  $\bar{m} = 0,47$  przy  $V_H = 0$  i  $H = 0$  oraz  $Ma = 0,8$  i  $H = 12$  km, gdzie indeks II — oznacza kanał zewnętrzny

zmian ciśnienia  $p$ , temperatury  $T$  i prędkości strumienia  $c$  w kanale wewnętrznym (zwanym podstawowym i oznaczanym indeksem I) jest bardzo podobny do zmian tych parametrów w silniku jednoprzepływowym. Oczywista różnica pomiędzy tymi silnikami jest następstwem zakresu wartości parametrów związanych z możliwościami przenoszenia obciążeń przez konstrukcję silnika i doskonalenia procesów przepływowych. W przypadku ciśnienia (rys. 11a) wartość maksymalna zależy od sprężu silnika (przeciętne silniki samolotów bojowych mają obecnie wartość powyżej 20, zaś nowsze nawet 30). Zwiększanie sprężu powoduje wzrost obciążenia podzespołów sprężarki, co jest dodatkowo wzmacniane przez wzrost prędkości lotu. W przypadku wzrostu wysokości lotu następuje spadek ciśnienia na wyjściu ze sprężarki wywołany spadkiem ciśnienia otoczenia, co przekłada się na obniżenie obciążenia zarówno wentylatora jak i sprężarki wysokiego ciśnienia. Praca kanału zewnętrznego (kanał oznaczany indeksem II) uwarunkowana jest w tego rodzaju silnikach wartością parametrów uzyskiwanych na wyjściu z wentylatora. Między innymi ciśnienie panujące w kanale jest funkcją sprężu zespołu wentylatora, zaś istotne znaczenie ma również prędkość lotu. Wartość ciśnienia w kanale II (rys. 11a) ulega nieznacznemu przyrostowi kosztem spadku prędkości strumienia w tym kanale (rys. 11c). Wartości ciśnienia na wyjściu z kanału zewnętrznego i wewnętrznego za turbiną muszą być sobie równe, w przeciwnym razie mogłoby dojść do zawracania strumienia. Mieszanie strumieni z obu kanałów przepływowych silnika wynika z możliwości uzyskania znacznego przyrostu ciągu z dopalacza (dopływ czystego powietrza z kanału zewnętrznego) w porównaniu z silnikiem jednoprzepływowym, a ponadto obniża temperaturę spalin wylotowych (przy wyłączonym dopalaczu), co w samolotach bojowych jest istotne — ze względu na utrudnienie trafienia pocisku naprowadzanego na źródło promieniowania podczerwonego.

W przypadku charakteru przebiegu zmian temperatury (rys. 11b) występuje duża analogia do silnika jednoprzepływowego, jeżeli bierze się pod uwagę kanał wewnętrzny. Podstawowa różnica wynika z zakresu wartości. W przypadku przekroju wyjściowego ze sprężarki wysokiego ciśnienia temperatura bliska 750 K jest konsekwencją sprężu silnika jako całości. Na przedstawionych charakterystykach temperatura przed turbiną wynosi 1500 K, co obecnie można zaliczyć do wartości na średnim poziomie. Maksymalne obciążenie cieplne występuje w zespole dopalacza, w czasie gdy zachodzi w nim proces spalania i obciążany jest przepływem strumienia spalin o znacznej (wysokiej) temperaturze (nawet 1930 K). Obciążenie cieplne kanału zewnętrznego nie stanowi żadnego problemu, gdyż temperatura strumienia powietrza osiąga tam wartości do 500 K. Tak niska temperatura powietrza w kanale zewnętrznym jest jego dużym atutem, ponieważ ten czynnik roboczy osłania układ wylotowy (rurę przedłużającą) od działania spalin o wysokiej temperaturze wpływających z kanału wewnętrznego.

Analizując zmianę prędkości strumienia, najbardziej istotna w tym zakresie jest praca dyszy zbieżno-rozbieżnej (rys. 11c). Na wyjściu z tego zespołu na zakresie

maksymalnym pracy silnika uzyskiwana jest prędkość 780 m/s, a przy włączonym dopalaczu prędkość ta wzrasta do 1200 m/s, co powoduje intensywny przyrost wartości ciągu. W pozostałych zespołach prędkość strumienia zmienia się nieznacznie wraz ze zmianą prędkości i wysokości lotu czy też po włączeniu dopalacza.

#### 4. Uwagi końcowe i wnioski

Silniki wielozadaniowych samolotów bojowych są jednostkami napędowymi najbardziej zaawansowanymi (np. w silniku F-135 zastosowano dyszę wylotową typu „3 Bering Swivel Module” umożliwiającą obrót jej o kąt  $105^\circ$  w stosunku do osi podłużnej silnika, posiada sprzęgło rozłączające wentylator od turbiny i jest to pierwszy silnik trójprzepływowy) spośród wszystkich silników lotniczych. Niestety, żaden z silników tego typu nie jest produkowany w Polsce (nie można uwzględnić montażu silników F100-PW229 w zakładach Pratt&Whitney w Rzeszowie do naszych samolotów F-16C/D). Oczywiście producenci określają warunki eksploatacji zespołu napędowego (w tym silników), ale nie zdradza się informacji dotyczących np. rozkładu parametrów wzdłuż kanału przepływowego silnika w różnych warunkach lotu (decydujących przecież o obciążeniu jego głównych zespołów), danych dotyczących systemu sterowania, układów chłodzenia turbiny itp., które dla przemysłu kraju kupującego samolot mogą być źródłem nowych rozwiązań technicznych lub nowych technologii — w tym systemu obsługi i przeglądów.

Niniejsze opracowanie wynika z potrzeby uzyskania własnych (szerszych) informacji dotyczących turbinowych silników odrzutowych użytkowanych w naszym lotnictwie bojowym, których celem jest określanie stanu obecnego, ale także poznanie tendencji rozwojowych tych silników, między innymi w dziedzinie nowych materiałów, rozwiązań konstrukcyjnych, oraz uściślenie informacji o silnikach przy określeniu ich stanu technicznego w oparciu o parametry mierzone w naszych warunkach użytkowania tych samolotów.

Artykuł wpłynął do redakcji 25.11.2009 r. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano w marcu 2010 r.

#### LITERATURA

- [1] W. BALICKI, S. SZCZECIŃSKI, *Diagnozowanie lotniczych silników turbinowych*, Maszyny wirnikowe, BNILot., Warszawa, 2001.
- [2] W. BALICKI, K. KAWAŁEC, T. PĄGOWSKI, J. SZCZECIŃSKI, S. SZCZECIŃSKI, *Historia i perspektywy rozwoju napędów lotniczych*, BNILot., Warszawa, 2005.
- [3] A. G. BRATUKHIN, *Aircraft industry*, Mashinostroenie, Moscow, 2000.
- [4] P. DZIERŻANOWSKI, W. KORDZIŃSKI, M. ŁYŻWIŃSKI, J. OTYŚ, S. SZCZECIŃSKI, R. WIATREK, *Napędy lotnicze. Turbinowe silniki odrzutowe*, WKiŁ, Warszawa, 1983.
- [5] A. KOZAKIEWICZ, *Analiza porównawcza osiągnięć turbinowych silników odrzutowych samolotów bojowych obecnie użytkowanych w RP*, Biul. WAT, 58, 2, Warszawa, 2009.

- [6] A. KOZAKIEWICZ, *Analiza zespołu napędowego samolotu F-16C*, Aircraft and air defence systems, OBRSM, Olszanica, 2007.
- [7] M. ORKISZ, *Wybrane zagadnienia z teorii turbinowych silników odrzutowych*, Wyd. ITE, Radom, 1995.
- [8] S. SZCZECIŃSKI, *Dwuwirnikowe i dwuprzepływowe lotnicze silniki turbinowe*, WKiŁ, Warszawa, 1971.
- [9] С. М. ШЛЯХТЕНКО, *Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей*, Машиностроение, Москва, 1987.

A. KOZAKIEWICZ

### **Jet turbine engine and by-pass turbojet in combat aircrafts**

**Abstract.** This paper presents analysis of parameters of individual turbine-jet engines in respect of the process realized in these engines. There are introduced the tendencies of changes of the specific thrust and the specific fuel consumption depending on the year of the introduction of the engine to the exploitation and schematic diagrams of engines. The courses of changes of calculated parameters along tubes of flow turbine-jet engines used in combat aircrafts are analysed and the influence of the range of the flight on their course and the range of value.

**Keywords:** jet turbine engine, by-pass turbojet, parameters of individual turbine-jet engines, parameters gas stream

**Universal Decimal Classification:** 621.4





## Numeryczna analiza optymalizacji na przykładzie uderzenia cylindra w nieodkształcalną przeszkodę

ANDRZEJ MORKA, BEATA JACKOWSKA

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechaniczny, Katedra Mechaniki  
i Informatyki Stosowanej, 00-908 Warszawa, ul. S. Kaliskiego 2

**Streszczenie.** W pracy przedstawiono podstawowe zasady formułowania problemu optymalizacji w inżynierii mechanicznej. Omówiono metody i techniki poszukiwania optymalnych rozwiązań dostępne w pakiecie LS-OPT. Możliwości tego pakietu w praktyce zostały sprawdzone dla przykładowego zagadnienia maksymalizacji absorpcji energii uderzenia aluminiowego cylindra w nieodkształcalną przeszkodę. Rozważano dwie zmienne optymalizacyjne: promień cylindra oraz grubość jego ścianki. Ponadto nałożono warunek ograniczający siłę działającą na uderzaną ściankę do określonej wartości. Obliczenia wykonano, wykorzystując sprzężenie LS-OPT z TrueGrid (modyfikacja geometrii) oraz LS-DYNA (zasadnicza analiza MES). W wyniku przeprowadzonej analizy uzyskano zbieżne rozwiązania spełniające zadane warunki, potwierdzając tym samym przydatność omawianego narzędzia.

**Słowa kluczowe:** mechanika, inżynieria mechaniczna, optymalizacja, CAE, modelowanie komputerowe, metoda elementów skończonych

**Symbol UKD:** 531.6

### 1. Wprowadzenie

Problem projektowania i budowy urządzeń, obiektów i konstrukcji inżynierskich bardzo często wymaga podejmowania szeregu decyzji o doborze różnych parametrów konstrukcyjnych, a także o rodzaju zastosowanych materiałów. Jednocześnie muszą być spełnione podstawowe warunki dotyczące zasad projektowania (bezpieczeństwo i niezawodność), przyszłego użytkowania projektowanego obiektu (funkcjonalność), a często również aspekty ekonomiczne (koszty wytworzenia i produkcji). Przy dużej liczbie dodatkowo nałożonych warunków i zmiennych podlegających doborowi znalezienie właściwego, najlepszego rozwiązania jest niezmiernie trudne, gdy stosujemy

klasyczne metody projektowania oparte na doświadczeniu, intuicji i sukcesywnej analizie kolejnych wariantów. To podejście nie zawsze pozwala otrzymać pożądaną wynik, często występuje problem z uzyskaniem optymalnego rozwiązania, ponieważ parametry, które dobieramy, mogą pozostawać w konflikcie (wzajemnie przeciwny wpływ na zachowanie się modelu). Niestety, nie zawsze oczywiste jest, jak modyfikować projekt, aby osiągnąć najlepszy kompromis między zadanymi warunkami. Takie sytuacje wymagają zastosowania metod znanych w teorii decyzji, dyscyplinie naukowej zajmującej się badaniami operacyjnymi, pod hasłem optymalizacji wielokryterialnej. Metody te zaadoptowane do systemów komputerowego wspomaganie obliczeń inżynierskich i sprzężone z klasycznymi technikami CAE stanowią potężne narzędzie przy projektowaniu i optymalizacji. W prezentowanej pracy analizie poddano pakiet optymalizacyjny LS-OPT sprzężony z oprogramowaniem LS-DYNA. LS-OPT jest samodzielnym pakietem (wyposażonym w interfejs graficzny) optymalizacyjno-analitycznym opartym na matematycznych podstawach z obszaru badań operacyjnych i teorii decyzji oraz metodach probabilistycznych [1]. Elementy analizy statystycznej zaimplementowane w LS-OPT wspomagają etap wyboru odpowiednich parametrów decyzyjnych, pozwalając jeszcze przed uruchomieniem właściwego procesu optymalizacyjnego odrzucić te zmienne, których wpływ na zachowanie się modelu jest znikomy (moduł ANOVA). Jako przykładowe zagadnienie wybrano problem doboru średnicy i grubości ścianki aluminiowego cylindra przy założeniu maksymalizacji energii pochłoniętej przez cylinder po zderzeniu z nieodkształcalną przeszkodą [1].

## 2. Metody optymalizacji i ich implementacja numeryczna

Wyzwania współczesnej inżynierii w najszerszym tego słowa znaczeniu skierowały uwagę projektantów i analityków na zagadnienia optymalizacji i najlepszego doboru przy zachowaniu określonych warunków i dążeniu do zdefiniowanych celów. Istnieje wiele metod i ujęć problemu optymalizacji znanych w teorii decyzji i badaniach operacyjnych. Wiele z nich ma jeszcze charakter czysto teoretycznych rozważań (najpóźniej formułowane), pozostałe znalazły zastosowanie w ekonomii, zarządzaniu, projektowaniu i innych. W prezentowanej pracy zawarto krótką charakterystykę metod optymalizacji zaimplementowanych w pakiecie oprogramowania LS-OPT i stosowanych do rozwiązywania problemów z obszaru inżynierii mechanicznej [2]. W takim ujęciu zaawansowane techniki optymalizacyjne mają na celu:

- poszukiwanie ekstremum,
- analizę czułości,
- projektowanie tolerancji.

Zagadnienie poszukiwania ekstremum stanowi matematyczne rozwiązanie problemu najlepszego doboru parametrów podlegających optymalizacji przy na-

łożeniu odpowiednich warunków ograniczających oraz po zdefiniowaniu funkcji celu. W klasycznym ujęciu proces ten można podzielić na następujące etapy [2]:

- 1) sformułowanie problemu:
  - wybór parametrów podlegających optymalizacji,
  - matematyczny opis warunków ograniczających,
  - zdefiniowanie funkcji celu;
- 2) wybór modelu powierzchni odpowiedzi (RSM);
- 3) wybór strategii planowania eksperymentów;
- 4) wybór algorytmu optymalizacji oraz kryteriów jej zakończenia;
- 5) przeprowadzenie analizy oraz ocena rezultatów.

Model powierzchni odpowiedzi, RSM [2] (ang. *Response Surface Model*), stanowi matematyczny opis tzw. funkcji odpowiedzi modelu w  $(n+1)$ -wymiarowej przestrzeni, jako funkcji  $n$  parametrów optymalizacyjnych. Funkcje te mogą być następnie wykorzystane do konstrukcji funkcji celu i/lub warunków ograniczających. Poprzez planowanie eksperymentów należy rozumieć wybór określonej liczby punktów w  $n$ -wymiarowej przestrzeni optymalizacyjnej, dla których konieczne jest wyznaczenie wartości funkcji odpowiedzi, aby możliwe było określenie RSM. Kryteria zakończenia procesu optymalizacji opierają się na założeniu odpowiedniej wartości błędu względnego zmiany parametrów optymalizacyjnych i/lub funkcji celu. Algorytmy optymalizacji mogą pracować w trybie iteracyjnym oraz pojedynczego kroku. Ocena rezultatów jest oparta na analizie kilku parametrów, gdzie do najważniejszych należy błąd średniokwadratowy (RMS) liczony względem założonego modelu powierzchni odpowiedzi, spełnienie warunków ograniczających, wartość funkcji celu w odniesieniu do stanu wyjściowego.

Analiza czułości stosowana jest wówczas, gdy występuje statystyczny rozrzut wyników względem powierzchni odpowiedzi na skutek szumu w układzie — wtedy należy dobrać odpowiednio dużą liczbę eksperymentów.

Projektowanie tolerancji jest konieczne, jeżeli rozrzut statystyczny wyników nie jest skutkiem szumu jak poprzednio, lecz losowego charakteru czynników znaczących. W projektowaniu należy dążyć do tego, aby istotna odpowiedź tylko w małym stopniu zależała od zmian czynników losowych.

W prezentowanej pracy do rozwiązania problemu optymalizacyjnego wykorzystano metodę analizy powierzchni odpowiedzi RSA (ang. *Response Surface Analysis*), która polega na poszukiwaniu najlepszego rozwiązania w wyniku generowania ciągu przybliżeń w kolejnych etapach optymalizacji. Analiza powierzchni odpowiedzi jest to etap poszukiwania modelu matematycznego (RSM) na podstawie wyników eksperymentu (w sensie optymalizacyjnym jak opisano wyżej). Pozwala na dopasowanie modelu matematycznego do wyników eksperymentu oraz na modyfikację planu eksperymentu w zależności od charakteru modelu odpowiedzi. Wadą tej metody jest konieczność posiadania częściowej wiedzy w odniesieniu do charak-

teru odpowiedzi, na przykład czy jest liniowa, kwadratowa lub określenie innych własności matematycznych. Wyniki procesu projektowania zależą od dokładności modelu matematycznego, który opisuje powierzchnię odpowiedzi. W pakiecie LS-OPT możliwe jest zastosowanie RSM typu: wielomianowego (liniowy, kwadratowy, eliptyczny), Kriginga oraz sieci neuronowych.

RSM typu wielomianowego jest formułowany poprzez wielomianową aproksymację powierzchni odpowiedzi [1]:

$$f(x) \approx \hat{f}(x) = \sum_{i=1}^I a_i \phi_i(x), \quad (1)$$

gdzie:  $f(x)$  — aproksymowana funkcja (powierzchnia odpowiedzi);  
 $\phi_i(x)$  — oznaczają jednomiany tworzące bazę aproksymacji;  
 $a_i$  — współczynniki;  
 $I$  — rząd aproksymacji.

Współczynniki aproksymacji  $a_i$  są wyznaczone metodą najmniejszych kwadratów poprzez minimalizację funkcjonału:

$$\sum_{l=1}^L \left\{ \left[ f(x_l) - \hat{f}(x_l) \right]^2 \right\} \rightarrow \min, \quad (2)$$

gdzie  $L$  oznacza liczbę punktów o położeniach  $x_l$  wybranych na etapie planowania eksperymentu. Wybór postaci funkcji bazowych decyduje o charakterze powierzchni odpowiedzi liniowej, kwadratowej lub eliptycznej.

Metoda Kriginga [3, 4, 5, 6] w analizie przestrzennej, reprezentuje grupę metod interpolacji uwzględniających stochastyczne cechy przestrzennej zmienności danych. Zastosowanie metod stochastycznych wymaga spełnienia kryteriów statystycznych przez interpolowany zbiór danych. Podstawowy postulat formuły Kriginga to:

$$f(x) = g(x) + z(x), \quad (3)$$

gdzie:  $f(x)$  — nieznana funkcja;  
 $g(x)$  — dany wielomian i  $z(x)$  — składnik stochastyczny.

Składnik stochastyczny charakteryzuje się zerową wartością średnią, także zachodzi następujący związek korelacyjny (kowariancja):

$$\text{Cov} \left[ z(x_i), z(x_j) \right] = \sigma^2 \mathbf{R} \left( \left[ R(x_i, x_j) \right] \right), \quad (4)$$

gdzie  $\mathbf{R}$  oznacza macierz korelacji  $L \times L$ ,  $\sigma^2$  to wariancja zmiennej losowej  $z(x)$ .  $R(x_i, x_j)$  opisuje funkcję korelacji, np. typu Gaussa (LS-OPT umożliwia również zastosowanie eksponencjalnej funkcji korelacji):

$$R(x_i, x_j) = \prod_{k=1}^n e^{-\theta_k d_k^2}, \quad (5)$$

gdzie:  $d_k = x_i^k - x_j^k$  oznacza różnicę między  $k$ -tymi współrzędnymi punktów  $i$  oraz  $j$  eksperymentu;  
 $n$  — liczba zmiennych (wymiar przestrzeni optymalizacji).

Wartości współczynników  $\theta_k$  określane są w wyniku minimalizacji funkcjonału:

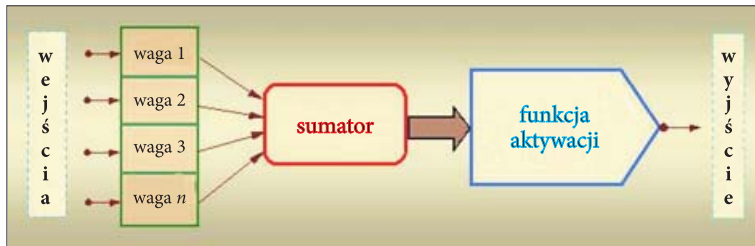
$$\hat{\sigma}^2 |\mathbf{R}|^{1/n} \rightarrow \min, \quad (6)$$

gdzie  $\hat{\sigma}^2 = \frac{(\mathbf{f} - \mathbf{g}\hat{\beta})^T \mathbf{R}^{-1} (\mathbf{f} - \mathbf{g}\hat{\beta})}{L}$  oznacza estymator wariancji. Estymator odpowiedzi wyraża się relacją  $\hat{f}(x) = \hat{\beta} + \mathbf{r}^T(x) \mathbf{R}^{-1} (\mathbf{f} - \mathbf{g}\hat{\beta})$ ,  $\hat{\beta} = (\mathbf{g}^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{g})^{-1} \mathbf{g}^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{f}$  oraz wektor korelacji  $\mathbf{r}^T(x) = [R(x, x_1), R(x, x_2), \dots, R(x, x_L)]^T$ . Wektor odpowiedzi dla

punktów eksperymentu oznaczono poprzez  $\mathbf{f}$ , natomiast  $\mathbf{g}$  oznacza wektor wartości wielomianu  $g(x)$  w punktach eksperymentu. LS-OPT pozwala na wybór funkcji  $g(x)$  jako stałą, liniową lub kwadratową postać wielomianu. Do wyznaczenia wspomnianych współczynników LS-OPT wykorzystuje algorytm genetyczny. Wynik interpolacji opiera się na modelu kowariancji i nie zależy jedynie od odległości między szacowanym punktem, a punktem poboru próbki. Model kowariancji opisuje, w jaki sposób zmienia się waga danych pomiarowych w zależności od dystansu, jaki dzieli punkt poboru próbki, dla którego znamy rzeczywistą wartość pomiarową, od punktu, dla którego dokonujemy oszacowania.

Sztuczne sieci neuronowe (skrót. nazwa sieci neuronowe) [1, 7] mogą być rozumiane jako systemy przetwarzania danych, łączące autonomiczne jednostki numeryczne (neurony), których wejścia i wyjścia są połączone według specyficznych topologii. Model pojedynczego neuronu przedstawiono na rysunku 1. Jest on definiowany przez liczbę wejść stowarzyszonych z „wagami” oraz odpowiednią funkcję aktywacji. Do wejść doprowadzane są sygnały dochodzące z neuronów warstwy poprzedniej. Następnie sygnał na każdym wejściu jest wymnażany przez odpowiednią wagę. Waga dodatnia ma działanie pobudzające, natomiast ujemna działa opóźniająco na transmisję informacji przez neuron. Zsumowane iloczyny sygnałów i wag stanowią argument funkcji aktywacji neuronu. Wartość funkcji aktywacji jest sygnałem wyjściowym neuronu i jest propagowana do neuronów warstwy następnej. LS-OPT dopuszcza wybór między trzema postaciami funkcji aktywacji: skoku jednostkowego tzw. funkcji progowej, liniowej i nieliniowej. Postać funkcji aktywacji jest wybierana na etapie projektowania sieci, natomiast wartości wag są określane w procesie nauki sieci. Dane do nauki sieci stanowią rezultat planowania i realizacji eksperymentów w sensie optymalizacyjnym. Topologia sieci powinna być tak wybrana, aby zapewnić

zdolność sieci do uogólniania danych uczących. Zadaniem procesu nauki sieci jest taki dobór wag, aby sieć realizowała aproksymację funkcji odpowiedzi (dane wyjściowe) dla wybranych punktów eksperymentu (dane wejściowe). Wielowarstwowe, jednokierunkowe, nieliniowe sztuczne sieci neuronowe uczone są metodą wstecznej propagacji błędów. Proces uczenia polega na przygotowaniu dwóch ciągów danych: uczącego i weryfikującego. Po przetworzeniu wektora wejściowego następuje porównanie wartości otrzymanych z oczekiwanymi i wyliczony jest błąd odpowiedzi. Na tej podstawie następuje modyfikacja wag w neuronach sieci, aby zminimalizować błąd w kolejnym przetwarzaniu danych wejściowych. Taka procedura jest powtarzana aż do osiągnięcia założonego dopuszczalnego błędu. Oceny poprawności działania sieci dokonuje się, wykorzystując tzw. ciąg weryfikujący, który posiada te same cechy co ciąg uczący.



Rys. 1. Model pojedynczego neuronu sztucznej sieci neuronowej [7]

Celem planowania eksperymentów jest opracowanie takiego zestawu punktów w przestrzeni optymalizacyjnej, który dla najmniejszej liczby doświadczeń będzie w stanie dostarczyć najwięcej danych o badanym modelu, pozwoli na zbudowanie najlepszej powierzchni odpowiedzi. Do najbardziej popularnych metod planowania eksperymentów należą: metoda jednakowego podziału (faktoryzacji), metoda Koshala, D-optymalna oraz łańciskiego hipersześcianu [1, 2, 8]. Pierwsza z metod generuje największą liczbę punktów i polega na jednakowym podziale zakresu zmian każdej zmiennej optymalizacyjnej. Jeżeli przez  $K$  oznaczymy liczbę próbek dla pojedynczej zmiennej to w przypadku  $n$ -wymiarowej przestrzeni optymalizacyjnej otrzymamy  $K^n$  punktów eksperymentu. W metodzie Koshala wybierana jest minimalna liczba punktów niezbędna do budowy powierzchni odpowiedzi dla zadanego modelu RSM. Wzorec wyboru położenia punktów jest zdefiniowany na wstępie. Metoda D-optymalna stanowi kompromis między metodą Koshala a jednakowego podziału. Liczba punktów eksperymentu wynosi  $1,5 \times$  liczba eksperymentów w metodzie Koshala plus 1. Ich rozmieszczenie wybierane jest spośród wszystkich lokacji metody jednakowego podziału poprzez maksymalizację wyrażenia:

$$|\mathbf{X}^T \mathbf{X}| \rightarrow \max, \quad (7)$$

gdzie  $X$  — macierz współrzędnych wybranych punktów w  $n$ -wymiarowej przestrzeni optymalizacyjnej. Sformułowany w (7) problem optymalizacji dyskretnej (wybór spośród skończonego zbioru dyskretnych wartości) jest rozwiązywany z wykorzystaniem algorytmu genetycznego. Metoda łańciskowego hipersześcianu stanowi częściowo programowaną metodę losowego wyboru punktów eksperymentu. Programowanie polega na tym, że zakres każdej zmiennej jest dzielony na ustaloną liczbę równych podprzedziałów  $k$ , następnie z każdego z nich losowo jest generowana wartość. Wartości te są dalej zestawiane losowo po jednej z każdej zmiennej, tworząc kombinacje  $n$ -elementowe (punkty eksperymentu), gdzie  $n$  oznacza wymiar przestrzeni optymalizacji (liczbę zmiennych).

Zadania optymalizacyjne zawierające dużą liczbę zmiennych podlegających doborowi są bardzo wymagające pod względem czasu obliczeń, nawet wykorzystując wieloprocesorowe systemy komputerowe. Jest to problem szczególnie istotny, jeżeli czas obliczeń dla pojedynczego wariantu (eksperymentu, punktu w  $n$ -wymiarowej przestrzeni optymalizacji) jest znaczący. W takiej sytuacji można wykorzystać moduł ANOVA dostępny w pakiecie LS-OPT [2, 9, 10]. Pozwala on na identyfikację i odrzucenie zmiennych przewidzianych początkowo do optymalizacji, których wpływ na zachowanie się modelu jest znikomy. Zadanie to jest realizowane przy pomocy metod wnioskowania statystycznego. Wnioskowanie to polega na uogólnieniu wyników uzyskanych na podstawie wybranej próby z wykorzystaniem takich narzędzi analizy jak estymatory i hipotezy statystyczne. Estymator jest to określona funkcja wyników próby. Dla konkretnych prób będzie przyjmował na ogół różne wartości, ponieważ jako funkcja zmiennych losowych jest zmienną losową. Natomiast hipoteza statystyczna odnosi się do postaci rozkładu lub wartości parametrów rozkładu pewnej zmiennej losowej, która może być weryfikowana statystycznie, biorąc pod uwagę wyniki zaobserwowane w próbie [11]. Interpretacja i ocena wyników przeprowadzana jest głównie z wykorzystaniem modułu ANOVA. Moduł ANOVA jest elementem analizy statystycznej, tak zwanej analizy wariancji. Metoda ta pozwala uwzględniać efekt łącznego oddziaływania dwóch lub więcej zmiennych niezależnych na zmienną zależną. Istotą analizy wariancji jest rozbicie na addytywne składniki sumy kwadratów całego zbioru wyników. Porównanie poszczególnych wariancji wynikających z działania danego parametru oraz tak zwanej wariancji resztkowej, czyli wariancji mierzącej błąd losowy, daje odpowiedź, czy dany parametr odgrywa istotną rolę w kształtowaniu wyników eksperymentu.

Zasadniczym elementem procesu optymalizacji wskazującym pożądany kierunek zmian parametrów w celu znalezienia najlepszego rozwiązania jest algorytm optymalizacyjny. Pakiet LS-OPT pozwala na wybór między kilkoma algorytmami:

- LFOP (żabiego skoku),
- GA (algorytm genetyczny),
- ASA (symulowanego adaptacyjnego wyżarzania),
- hybrydowe algorytmy GA oraz ASA.

Algorytm żabiego skoku należy do klasycznych algorytmów powszechnie stosowanych np. w zagadnieniach dynamiki molekularnej i optymalizacji [1, 12]. Jego istota dotyczy specyficznej numerycznej aproksymacji wektorów położenia  $r$ , prędkości  $\dot{r}$ , oraz przyspieszenia  $\ddot{r}$ :

$$r_i(t + \Delta t) = r_i(t) + \dot{r}_i(t + \Delta t / 2)\Delta t, \quad (8)$$

$$\dot{r}_i(t + \Delta t / 2) = \dot{r}_i(t - \Delta t / 2) + \ddot{r}_i(t)\Delta t. \quad (9)$$

Wartości prędkości  $\dot{r}_i(t + \Delta t / 2)$  szacowane są dla połówkowego kroku czasowego, występuje przesunięcie o  $\Delta t / 2$  względem przyspieszenia. Idea zastosowania tego algorytmu do problemów z obszaru optymalizacji bez warunków ograniczających sprowadza się do analizy drgań jednostkowej masy w  $n$ -wymiarowej przestrzeni w polu sił zachowawczych. Energia potencjalna tej masy w punkcie  $x(t)$  dla czasu  $t$  jest utożsamiana z funkcją celu,  $n$  oznacza liczbę zmiennych do optymalizacji. Występowanie warunków ograniczających jest uwzględniane poprzez wprowadzenie do układu odpowiedniej funkcji kary.

Algorytmy genetyczne stanowią próbę naśladowania naturalnego procesu optymalizacyjnego przebiegającego w przyrodzie, znanego pod hasłem teorii ewolucji [1, 13, 14, 15, 16]. Naczelnym kryterium tej teorii jest zasada najlepszego przystosowania się do warunków środowiskowych. Algorytmy GA bazują na terminologii zaczerpniętej z nauk biologicznych. Populacje osobników podlegają cyklicznym operacjom genetycznym (reprodukcji — selekcji, krzyżowaniu i mutacji) w celu wytworzenia kolejnych generacji, dla których sprawdzany jest stopień przystosowania (realizacji funkcji celu). Pod pojęciem osobnik należy rozumieć punkt w przestrzeni optymalizacyjnej, a więc realizację konkretnych wartości zmiennych zakodowanych w postaci chromosomu (ciągu bitów — genów reprezentujących wartości poszczególnych zmiennych) w przypadku kodowania binarnego lub ciągu liczb rzeczywistych dla kodowania naturalnego. Zbiór osobników stanowi populację. Wspomniane operatory genetyczne: reprodukcji, krzyżowania i mutacji w swej istocie pełnią analogiczną rolę jak ich biologiczne odpowiedniki. Operator reprodukcji ma za zadanie wzmacniać schematy silne, a osłabiać mniej przystosowane. Poprzez krzyżowanie losowo wybrani rodzice tworzą potomstwo, które dziedziczy wszystkie ich cechy, co prowadzi do poprawy lub pogorszenia stopnia przystosowania. Losowe modyfikacje cech poszczególnych osobników realizuje operator mutacji. Dodatkowy operator elitaryzmu ma za zadanie ochronę szczególnie dobrze przystosowanych osobników. Algorytmy genetyczne są szczególnie przydatne, gdy nie można zdefiniować pojedynczej funkcji celu — optymalizacja wieloprzedmiotowa.

Algorytm ASA (symulowanego adaptacyjnego wyżarzania) [17, 18, 19] stanowi próbę naśladowania przebiegu procesu chłodzenia ciekłego stopu, tak aby krystalizując, osiągnął on pożądaną strukturę mikrokrystaliczną. Z reguły warunki

chłodzenia (szybkość) powinny pozwalać na to, aby cały proces zachodził w stanie quasi-równowagi termodynamicznej dla każdej temperatury, wówczas układ będzie dążył do stanu o minimum energii. Ogólna charakterystyka algorytmu stanowi połączenie dwóch heurystyk: algorytmu Metropolisia ze zmienną temperaturą oraz schematu chłodzenia. Zgodnie z ideą algorytmu istniejący czynnik losowy z pewnym prawdopodobieństwem jest w stanie zaakceptować gorsze rozwiązanie ze względu na wartość funkcji celu. Im mniejsza jest temperatura, tym mniejsze jest prawdopodobieństwo zaakceptowania stanu o gorszej wartości funkcji celu. Ze zmniejszaniem się temperatury algorytm „dąży” do znalezienia pewnego ekstremum lokalnego, mimo że wcześniej losowo wybierał rozwiązania, niekoniecznie te lepsze. Warto podkreślić, iż funkcja celu jest analogiem energii układu  $E$ , która pozostaje w relacji z temperaturą rozumianą jako pewien stan układu poprzez rozkład prawdopodobieństwa typu Boltzmanna.

Hybrydowe algorytmy GA oraz ASA stanowią ich kombinację z algorytmem LFOP [1, 20]. Połączenie takie wynika z faktu, że zarówno GA jak i ASA są w stanie w przybliżonym zakresie odnaleźć ekstremum globalne funkcji celu, wówczas następuje przełączenie do algorytmu LFOP dla dokładnego wyznaczenia położenia tego punktu.

### 3. Przykładowa analiza

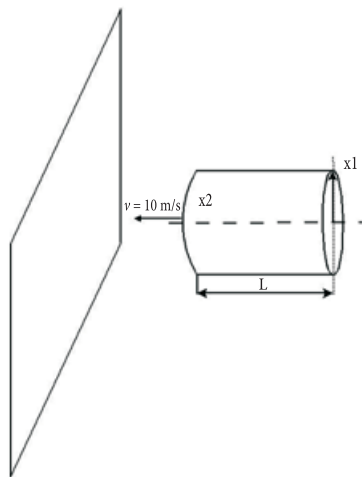
W celu zaprezentowania możliwości oprogramowania LS-OPT wybrano zagadnienie przedstawione w [21, 22]. Problem ten sprowadza się do analizy uderzenia aluminiowego cylindra w nieodkształcalną przeszkodę. Celem optymalizacji jest maksymalizacja energii pochłoniętej w wyniku deformacji plastycznej przy zachowaniu zadanej wartości siły działającej na uderzaną przeszkodę. Dodatkowo przyjęto stałą prędkość uderzenia 10 m/s oraz masę cylindra 0,54 kg. Do tylnej części cylindra (nieuderzającej bezpośrednio w przeszkodę) dołączono masę inercyjną w postaci nieodkształcalnego ciała cylindrycznego o masie 500-krotnie większej od masy cylindra, nakładając odpowiednie więzy umożliwiające jedynie ruch osiowy. Zabieg ten zapewnia wystąpienie warunków do deformowania się zasadniczej części cylindra i zapobiega jego odbijaniu się od przeszkody.

Jako zmienne podlegające optymalizacji wybrano promień cylindra ( $x_1$ ) oraz grubość jego ścianki ( $x_2$ ). Długość cylindra ( $l$ ) jest funkcją tych zmiennych przy zadanej masie ( $m$ ) i stałej gęstości ( $\rho$ ):

$$l = f(x_1, x_2) \Big|_{\substack{\rho = \text{const} \\ m = \text{const}}} \quad (10)$$

Na rysunku 2 przedstawiono schemat rozważanego problemu. Zagadnienie zderzenia cylindra z nieodkształcalną przeszkodą rozwiązywano z wykorzystaniem

oprogramowania LS-DYNA, stosując algorytm jawnego całkowania równań ruchu. Charakter wybranych zmiennych do optymalizacji wymagał zastosowania tzw. techniki optymalizacji kształtu (ang. *shape optimization*) w przypadku zmiennej  $x_1$  oraz optymalizacji rozmiaru (ang. *size optimization*) — zmienna  $x_2$ . W pierwszym przypadku problem jest bardziej skomplikowany, ponieważ wymaga modyfikacji geometrii modelu (siatki numerycznej). W tym celu wykorzystano skryptowy tryb pracy z programem TrueGrid pełniącym rolę preprocesora. Pod pojęciem optymalizacji rozmiaru rozważa się dowolny wybór zmiennych podlegających doborowi, który nie wymaga angażowania preprocesora, wystarcza tzw. parametryzacja pliku wsadowego do LS-DYNA. Parametryzacja ta polega na wprowadzeniu do pliku wsadowego (skryptu) nazw zmiennych do optymalizacji w formacie zrozumiałym dla LS-OPT. Proces optymalizacji przeprowadzono z zastosowaniem dwóch metod opisu powierzchni odpowiedzi (RSM, ang. *Response Surface Method*): wielomianu 1. oraz 2. stopnia. Odpowiedzi obarczone szumem np. siła działająca na powierzchnię, w którą uderza cylinder, mogą podlegać odpowiedniej filtracji poprzez wykorzystanie filtra SAE (rodzaj filtra dolnoprzepustowego). W prezentowanym przykładzie nałożono warunek filtracji (usunięcia) częstotliwości powyżej 300 Hz z danych opisujących zmiany siły normalnej w czasie działającej na uderzaną przeszkodę. Ponadto zdecydowano, aby maksymalna wartość tej siły po filtracji nie przekraczała 80 kN, co jednocześnie stanowi nałożenie warunków ograniczających na proces optymalizacji. Jako funkcję celu wybrano maksymalizację energii wewnętrznej zgromadzonej w zdeformowanym materiale cylindra. Jej wartość odpowiada pracy potrzebnej do uzyskania trwałej deformacji cylindra, a jednocześnie pochłoniętej energii w wyniku tego procesu. Procedurę optymalizacji przeprowadzono dla jednakowego czasu końcowego, równego 20 ms, liczonego od chwili uderzenia



Rys. 2. Schemat rozważanego problemu uderzenia cylindra w nieodkształcalną przeszkodę [22]

cylindra w przeszkodę. Do realizacji zadania optymalizacyjnego sformułowanego wyżej zbudowano odpowiedni model elementów skończonych. Cylinder opisano elementami powłokowymi z wykorzystaniem sformułowania Belytschko-Lin-Tsay [23] i czterema punktami całkowania na grubości powłoki. Model konstytutywny ciała o charakterystyce dwuliniowej z plastycznym umocnieniem został wybrany do opisu materiału, z którego wykonano cylinder (stop aluminium). Wartość współczynnika tarcia ustalono na poziomie 0,4 dla wzajemnego kontaktu między deformującymi się elementami cylindra. Model nieodkształcalnej i nieruchomej przeszkody (ścianki) zrealizowano numerycznie poprzez wykorzystanie tzw. *stationary rigid wall* [24]. Jest to w istocie kinematyczny warunek ograniczający dopuszczalne położenia węzłów w przestrzeni.

#### 4. Wyniki

Zgodnie z założeniami przedstawionymi w punkcie 3 przeprowadzono proces optymalizacji dla danych opisujących właściwości materiału cylindra jak w tabeli 1. Zestaw najważniejszych parametrów konfiguracyjnych do uruchomienia programu LS-OPT umieszczono w tabeli 2. Wartości wyjściowe (początkowe) zmiennych podlegających optymalizacji ( $x_1$ ,  $x_2$ ) wybrano z wykorzystaniem kilku testów dla jednokrotnej iteracji po analizie uzyskanych wyników na podstawie przyjętego modelu powierzchni odpowiedzi (powierzchnia drugiego stopnia). Czas uzyskania wyniku dla pojedynczego wariantu na komputerze klasy PC wynosił kilkadziesiąt minut. Wybrano metodę iteracyjną z redukcją obszaru przeszukiwania przestrzeni optymalizacyjnej. W każdej iteracji badano 5 wariantów w celu wyznaczenia powierzchni odpowiedzi, a do spełnienia kryteriów zbieżności koniecznych było 14 iteracji. Jako kryterium zbieżności wybrano jednoczesne spełnienie warunku zmiany wartości zmiennych podlegających optymalizacji oraz funkcji celu o mniej niż 1% dla kolejnej iteracji.

TABELA 1

Dane opisujące właściwości materiału cylindra (stop aluminium)

Parametr	Wartość	Jednostki
gęstość	2880	kg/m <sup>3</sup>
moduł Younga	71,38	GPa
współczynnik Poissona	0,33	–
granica plastyczności	102	MPa
moduł umocnienia plastycznego	285,5	MPa

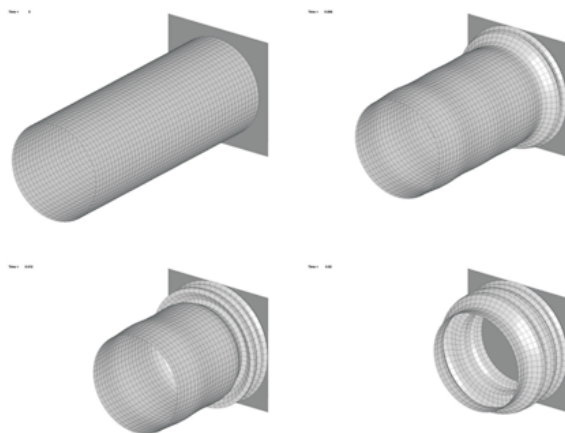
TABELA 2

Podstawowy zestaw danych wyjściowych do optymalizacji

Parametr	Wartość	Jednostki
Początkowa wartość promienia cylindra oraz zakresu zmian	$75 \pm 17,5$	mm
Początkowa wartość grubości ścianki cylindra oraz zakresu zmian	$3 \pm 0,75$	mm
Dopuszczalna przestrzeń zmian promienia cylindra	15-100	mm
Dopuszczalna przestrzeń zmian grubości ścianki cylindra	2-6	mm
Strategia planowania eksperymentów	D-Optimal	-
Algorytm optymalizacji	LFOP	-
Maksymalna liczba iteracji	20	-
Tolerancja progu zmiany funkcji celu i parametrów optymalizacyjnych dla warunku osiągnięcia optimum	1	%

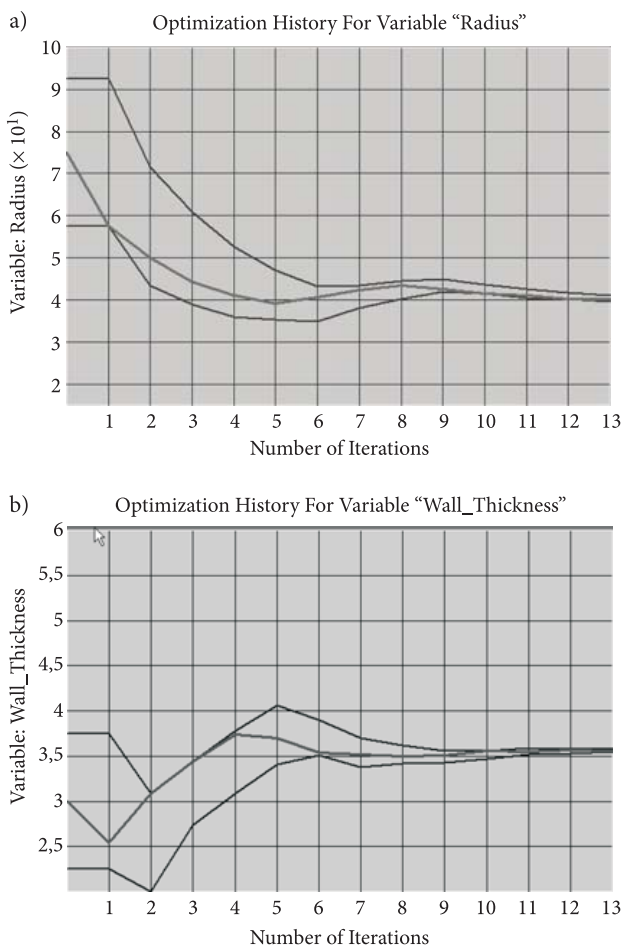
Na rysunku 3 przedstawiono typowy charakter deformacji, jakiej podlega cylinder po uderzeniu w nieodkształcalną przeszkodę dla wybranych momentów. Prezentowane rezultaty dotyczą wariantu optymalnego proponowanego w czternastej iteracji ( $x_1 = 40,3$  mm,  $x_2 = 3,56$  mm). Pochłanianie energii uderzenia następuje w wyniku deformacji plastycznej i powstawania kolejnych fałd na powierzchni cylindra.

Charakter krzywych przedstawionych na rysunkach 4a) i b) świadczy o tym, że wyznaczanie kolejnych wartości zmiennych podlegających optymalizacji przebiegało w warunkach procesu zbieżnego. Zewnętrzne krzywe na obu rysunkach określają



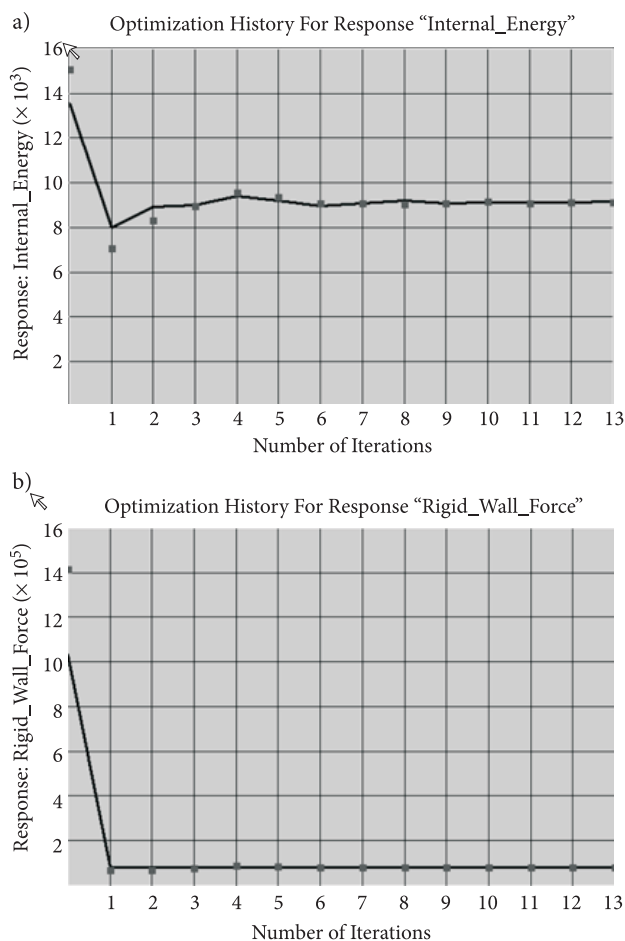
Rys. 3. Typowy charakter deformacji, jakiej podlega cylinder po uderzeniu w nieodkształcalną przeszkodę dla wybranych momentów

zakres aktualnego obszaru poszukiwań tzn. wyznaczania punktów eksperymentu do budowy powierzchni odpowiedzi. Poczynając od szóstej iteracji wartości obu parametrów stabilizują się na poziomie 40 mm w przypadku promienia cylindra oraz 3,5 mm dla grubości jego ścianki.



Rys. 4. Historia zmian promienia cylindra (a) oraz grubości jego ścianki (b) w funkcji kolejnych iteracji

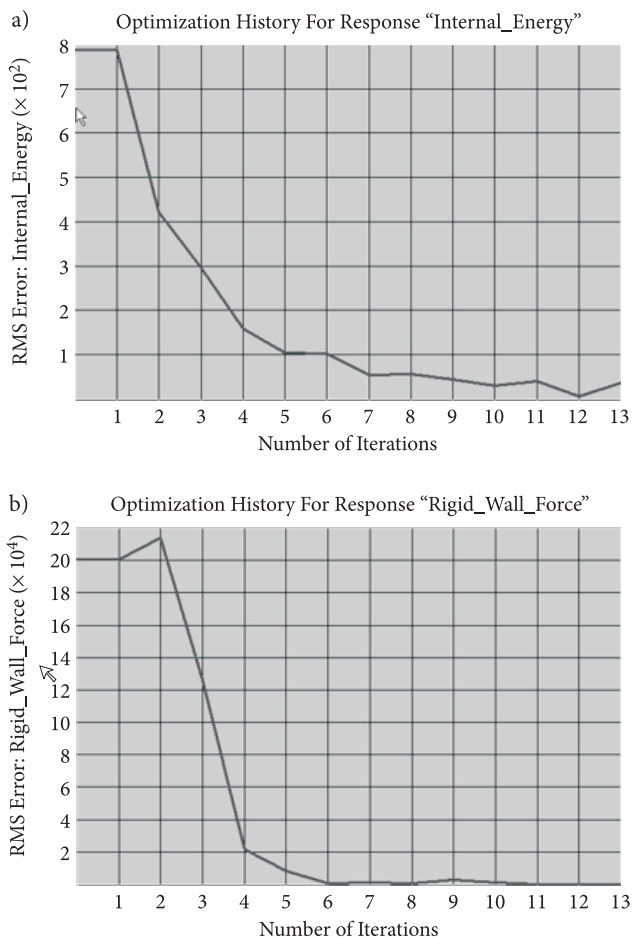
Jednocześnie na ustalonym poziomie pozostaje wartość funkcji celu ok. 9 kJ oraz siła normalna rejestrowana na uderzanej ściance ok. 80 kN jak pokazano na rysunku 5, odpowiednio a) i b). Bardzo duża wartość pochłoniętej energii ok. 15 kJ dla wariantu początkowego (zerowa iteracja na rysunku 5a) związana jest niestety z poważnym naruszeniem warunku ograniczającego siłę na uderzanej ściance, która wówczas sięga 1400 kN (zerowa iteracja na rysunku 5b). Zatem uzyskane rezultaty stanowią



Rys. 5. Historia zmian funkcji celu — energii wewnętrznej cylindra (a) oraz warunku ograniczającego — siły normalnej rejestrowanej na uderzanej ścianie (b) w funkcji kolejnych iteracji

najlepszy możliwy kompromis między wskazanymi przeciwstawnymi tendencjami. Jest to prawdopodobnie kompromis w obszarze optimum lokalnego wynikającego z przyjętego punktu startu. Próby dla innego wyboru tego punktu powodowały uzyskiwanie innych rozwiązań przy nieznaczących różnicach wartości funkcji celu (kilka procent na korzyść lub niekorzyść) i spełnieniu warunku ograniczającego.

Analiza błędu średniokwadratowego zamieszczona na rysunkach 6a) i b) potwierdza zbieżny charakter procesu optymalizacji. Wartość tych błędów maleje o kilka rzędów wielkości, co świadczy również o poprawności przyjętego modelu powierzchni odpowiedzi RSM (przyp. wielomian drugiego stopnia). Końcowe wartości zmiennych podlegających optymalizacji zamieszczono w tabeli 3. Wynoszą one odpowiednio 40,3 mm — promień cylindra, 3,56 mm — grubość jego ścianki.



Rys. 6. Historia zmian błędu średniokwadratowego (RMS) względem powierzchni odpowiedzi dla energii wewnętrznej cylindra (a) oraz siły normalnej rejestrowanej na uderzanej ścianie (b) w funkcji kolejnych iteracji

Gwarantują one zdolność do pochłonięcia 9,1 kJ energii uderzenia przy sile działającej na uderzaną ściankę nieprzekraczającej 80 kN z uwzględnieniem filtracji SAE na poziomie 300 Hz.

TABELA 3

Końcowe wartości zmiennych podlegających optymalizacji

Zmienna	Wartość	Jednostki
promień cylindra ( $x_1$ )	40,3	mm
grubość ścianki cylindra ( $x_2$ )	3,56	mm

## 5. Wnioski

W pracy przedstawiono podstawowe zasady formułowania problemu optymalizacji w inżynierii mechanicznej. Omówiono metody i techniki poszukiwania najlepszych rozwiązań dostępne w pakiecie LS-OPT. Dokonano krótkiej charakterystyki modułu ANOVA oraz najbardziej popularnych modeli powierzchni odpowiedzi: wielomianowego, Kriginga, sieci neuronowych. W dalszej części zawarto opis strategii planowania eksperymentów oraz podstawowych algorytmów optymalizacyjnych (LFOP, GA, ASA). Najważniejsze metody i techniki optymalizacji znane w dziedzinie badań operacyjnych zostały zaimplementowane w LS-OPT, co wraz z elastycznym interfejsem pozwala na rozwiązywanie nawet najbardziej wyszukanych problemów.

Możliwości LS-OPT w praktyce zostały sprawdzone dla przykładowego zagadnienia maksymalizacji absorpcji energii uderzenia aluminiowego cylindra w nieodkształcalną przeszkodę. Rozważano dwie zmienne optymalizacyjne: promień cylindra oraz grubość jego ścianki. Ponadto nałożono warunek ograniczający siłę działającą na uderzaną ściankę do określonej wartości. W wyniku przeprowadzonej analizy uzyskano zbieżne rozwiązania spełniające narzucone warunki, potwierdzając tym samym przydatność omawianego narzędzia.

Z przedstawionej analizy wynika, że LS-OPT może stanowić niezmiernie pomocne narzędzie w projektowaniu i analizie układów mechanicznych, szczególnie w zagadnieniach zorientowanych na problem najlepszego doboru parametrów projektowych. W dalszym etapie przewiduje się zastosowanie omówionych technik optymalizacyjnych do określenia najbardziej efektywnej konfiguracji panelu ochronnego przed małokalibrowymi pociskami przeciwpancernymi.

Artykuł wpłynął do redakcji 20.07.2009 r. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano w styczniu 2010 r.

### LITERATURA

- [1] N. STANDER, W. ROUX, T. EGGLESTON, K. CRAIG, *LS-OPT User's Manual. A Design optimization and probabilistic analysis tool for the engineering analyst*, Livermore Software Technology Corporation (LSTC), 2004.
- [2] A. WYMYSŁOWSKI, *Numeryczne metody projektowania termomechanicznego w montażu elektrycznym*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Wrocławskiej, 2007.
- [3] [http://www2.cyf.gov.pl/manhaz/final/sada/6-Metody\\_geoprzestrzenne.pdf](http://www2.cyf.gov.pl/manhaz/final/sada/6-Metody_geoprzestrzenne.pdf)
- [4] D. G. KRIGE, *A statistical Approach to Some Mine Valuation and Allied Problems on the Witwatersrand*, Masters thesis, University of the Witwatersrand, South Africa, 1951.
- [5] T. W. SIMPSON, *A Concept Exploration Method for Product Family Design*, Ph.D. Thesis, Georgia Institute of Technology, 1998.
- [6] T. M. D. BAKKER, *Design Optimization with Kriging Models*, WBBM Report Series 47, Ph.D. thesis, Delft University Press, 2000.
- [7] <http://www.ai.c-labtech.net/sn.sneuro.html>

- [8] Statsoft, *Elektroniczny podręcznik statystyki*, Kraków, 2006.
- [9] A. STANISZ, *Podstawy statystyki dla prowadzących badania naukowe. Analiza wariancji — Klasyfikacja jednoczynnikowa*, Medycyna Praktyczna, 2000.
- [10] D. PIWCZYŃSKI, *Metody statystyczne w naukach biologicznych, Analiza wariancji prosta i złożona (ANOVA)*, 2006.
- [11] J. DZIARMOGA, *Metody statystyczne*, <http://th.if.uj.edu.pl/~ufjacekd/statystyka-wykład.pdf>
- [12] P. F. GÓRA, *Zaawansowane metody numeryczne. Komputerowa analiza zagadnień różniczkowych*, 2005/2006.
- [13] K. LIBERADZKI, J. WÓJCIK, *Wyznaczanie zero kuponowej krzywej dochodowości z wykorzystaniem hybrydowego algorytmu genetycznego*, Bank i Kredyt, 2006.
- [14] Z. MICHAŁEWICZ, *Algorytmy genetyczne + struktury danych = programy ewolucyjne*, WNT, Warszawa, 1999.
- [15] J. ARABAS, *Wykłady z algorytmów ewolucyjnych*, WNT, Warszawa, 2001.
- [16] D. E. GOLDBERG, *Algorytmy genetyczne i ich zastosowania*, WNT, Warszawa, 1989.
- [17] <http://www.zarz.agh.edu.pl/jduda/dydaktyka/IW/SA/sa.html>
- [18] [http://home.agh.edu.pl/~bszafran/imn0809/wyk/w2\\_0809.pdf](http://home.agh.edu.pl/~bszafran/imn0809/wyk/w2_0809.pdf)
- [19] A. RUDZIŃSKI, G. STACHOWIAK, W. PALUSZYŃSKI, *Algorytm symulowanego wyżarzania w projektowaniu układów VLSI*, Raport z projektu wykonanego w ramach przedmiotu: *Metody i algorytmy sztucznej inteligencji*, 2007.
- [20] A. STAWOWY, *Algorytm hybrydowy dla problemu pakowania*, Wydział Zarządzania, AGH, Kraków.
- [21] K. YAMAZAKI, J. HAN, H. ISHIKAWA, Y. KUROIWA, *Maximation of crushing energy absorption of cylindrical shells — simulation and experiment*, Proc. of the OPTI-97 Conference, Rome, Italy, Sep 1997.
- [22] N. STANDER, W. ROUX, T. GOEL, T. EGGLESTON, K. CRAIG, *LS-OPT User's Manual. A design optimization and probabilistic analysis tool for the engineering analyst*, Livermore Software Technology Corporation, Jan 2009.
- [23] Compiled by J. O. HALLQUIST, *LS-DYNA Theory Manual*, Livermore Software Technology Corporation (LSTC), March 2006.
- [24] *LS-DYNA Keyword User's Manual*, version 971, Livermore Software Technology Corporation (LSTC), May 2007.

A. MORKA, B. JACKOWSKA

### A cylinder impact on rigid wall as an example of numerical optimization analysis

**Abstract.** The fundamental rules for optimization problem formulating in mechanical engineering were presented in this work. The optimizing methods and techniques implemented in LS-OPT software package were discussed. The case study of maximizing absorbed energy during an aluminum cylinder impact on the rigid wall was analyzed to testify the capabilities of this software. Two design variables were considered, radius and cylinder thickness. Furthermore, the constraint was applied to limit the maximum normal force on the rigid wall. The analysis was performed by LS-OPT coupled with TrueGrid (shape optimization) and LS-DYNA (basic FEA). As the results, the convergent solutions were obtained realizing assumed conditions. It was proved that the LS-OPT package can be considered as a very useful tool for CAE problems.

**Keywords:** mechanics, mechanical engineering, optimization, CAE, computer modelling, Finite Element Method

**Universal Decimal Classification:** 531.6





## Wykorzystanie protokołu UDP na potrzeby aplikacji do konfigurowania procesu paletyzacji kartonów dla robotów przemysłowych firmy Kawasaki

WOJCIECH KACZMAREK, MARCIN MISIEJUK<sup>1</sup>

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki,  
Instytut Systemów Mechatronicznych, 00-908 Warszawa, ul. S. Kaliskiego 2

<sup>1</sup>ASTOR, 00-739 Warszawa, ul. Stępińska 22/30

**Streszczenie.** W artykule przedstawiono sposób wykorzystania protokołu UDP (ang. *User Datagram Protocol*) na potrzeby aplikacji do konfiguracji procesu paletyzacji kartonów dla robotów przemysłowych firmy Kawasaki. Zaproponowane rozwiązanie, w połączeniu z opracowaną w ramach pracy dyplomowej w Instytucie Systemów Mechatronicznych Wojskowej Akademii Technicznej aplikacją, umożliwi łatwe oraz intuicyjne programowanie robotów firmy Kawasaki bez konieczności znajomości języka ich programowania. Główną zaletą takiego rozwiązania jest udostępnienie operatorowi prostego w obsłudze środowiska, skracającego znacznie czas przekonfigurowania robota w przypadku zmiany parametrów paletyzacji (wielkość palety, rozmiary kartonów, liczba warstw itd.).

**Słowa kluczowe:** protokoły transmisji, User Datagram Protocol, roboty przemysłowe, proces paletyzacji

**Symbolne UKD:** 681.51

### 1. Wstęp

Lawinowo rozwijająca się technika komputerowa, zwłaszcza w dziedzinie automatyki i robotyki, wskazuje na celowość poszukiwania nowych rozwiązań dla zastosowań przemysłowych. Rozwiązania takie powinny zwiększać możliwości przeprogramowywania robotów przemysłowych, przy jednoczesnym upraszczaniu ich obsługi. Głównym celem takich poszukiwań powinno być zwiększenie wydajności i dochodowości linii produkcyjnych. Osiągnięcie tego celu jest możliwe poprzez wdrażanie do produkcji aplikacji dedykowanych konkretnym procesom technolo-

gicznym (np.: spawanie łukowe, paletyzacja, cięcie laserem), które pozwalają przede wszystkim na skrócenie czasu szkoleń operatorów oraz, dzięki swoim specyficznym zastosowaniom, uproszczenie samych środowisk programistycznych. Celowość takiego rozumowania jest wyraźnie widoczna w dobie rosnącej konkurencji, która niesie za sobą konieczność oferowania krótkich serii produkowanych artykułów (np.: zmiana kształtu butelek czy opakowań, etykiet, drobne modyfikacje wyglądu i funkcjonalności, dodawanie nowych modułów do istniejącego produktu), a tym samym częste modyfikacje uruchomionego cyklu produkcyjnego [2, 4, 5].

Obserwuje się, iż czołowe na rynku światowym firmy produkujące roboty przemysłowe (m.in.: ABB, FANUC, Mitsubishi) zdają się podążać w tym kierunku. Większość z nich proponuje obok bardzo rozbudowanych i posiadających ogromne możliwości środowisk do programowania robotów w trybach off-line (np.: ABB — środowisko RobotStudio, FANUC — środowisko RoboGuide, Mitsubishi — środowisko Cosimir), aplikacje wspierające konkretne procesy technologiczne (np.: firma ABB ma w swojej ofercie m.in. aplikacje: Arc Welding, Spot Welding, Die Casting, Assembly). Ciągłe jednak można znaleźć procesy technologiczne, dla których takie oprogramowanie nie jest oferowane, a które są bardzo popularne na zautomatyzowanych liniach produkcyjnych. Tworzenie takich aplikacji można podzielić na trzy etapy:

- opracowanie właściwego środowiska z odpowiednim interfejsem użytkownika (może być zrealizowane w dowolnym języku programowania),
- opracowanie nowego lub wykorzystanie istniejącego protokołu transmisji, umożliwiającego przesłanie niezbędnych do poprawnego funkcjonowania robota parametrów do jego kontrolera i przygotowanie aplikacji umożliwiającej przepływ danych w tym protokole,
- opracowanie elastycznej aplikacji w języku programowania danego robota i zaimplementowanie jej w jego kontrolerze.

## 2. Proces paletyzacji na zautomatyzowanych liniach produkcyjnych

Paletyzacja jest procesem polegającym na ustawianiu na paletce w ustalonej konfiguracji przedmiotów, które pobierane są z bufora linii produkcyjnej. Paleta po wypełnieniu jest transportowana do magazynu, a na jej miejscu ustawiana jest kolejna, pusta paleta, po czym cały cykl się powtarza. Rolę paletyzatora może pełnić maszyna (najczęściej robot przemysłowy) lub człowiek, a sama paletyzacja może przebiegać na wiele sposobów [5].

Najprostsza jest paletyzacja ręczna, bez użycia urządzeń wspomagających. Jest to jednak sposób mało efektywny, głównie ze względu na monotonię procesu oraz niejednokrotnie znaczną masę paletyzowanych detali. W wyniku tych niekorzystnych czynników, taki sposób paletyzacji występuje zazwyczaj w mało rozwiniętych przedsiębiorstwach małej produkcji.

W rozwijających się małych i średnich przedsiębiorstwach do paletyzacji wdrażane są roboty przemysłowe, najczęściej portalowe lub przegubowe. Dzięki tego typu rozwiązaniom, paletyzacja przebiega w sposób ciągły, ekonomiczny i bezpieczny. Wykorzystanie elastycznych robotów przemysłowych daje możliwość zmiany specyfikacji paletyzowanych detali (w pewnym zakresie może zmienić się ich masa oraz wymiary geometryczne). Jest to dużym atutem dla firm o zmieniającej się okresowo produkcji.

Przy doborze urządzeń paletyzujących należy zwrócić uwagę nie tylko na wielkość produkcji w danym przedsiębiorstwie, ale również na ilość dostępnej na hali produkcyjnej powierzchni. Jeżeli dostępna powierzchnia jest duża, wtedy można ten czynnik pominąć, jednak w przypadku gdy jest stosunkowo mała, należy przeanalizować wszystkie możliwości i wybrać najkorzystniejszą. Największy obszar zajmują roboty portalowe, z uwagi na wymaganą przez ich urządzenia peryferyjne dodatkową przestrzeń [4]. W przypadku znacznych ograniczeń powierzchniowych, rozwiązaniem jest zaprojektowanie urządzeń specjalistycznych lub użycie robota albo zespołu robotów przegubowych. Wybór pomiędzy powyższymi wariantami powinien być dokonany w oparciu o wiele innych czynników (koszty, funkcjonalność, obsługuwalność itp.).

Obecnie, z uwagi na częstą produkcję krótkich serii, bardzo ważną cechą urządzeń paletyzujących stał się czas niezbędny na przystosowanie ich do nowej produkcji. W przypadku robotów przemysłowych czas ten jest minimalizowany poprzez zastosowanie środowisk do programowania robotów w trybie off-line (np.: firma Kawasaki udostępnia środowisko PC-Roset). Jak wcześniej wspomniano, w ostatnim czasie, w odpowiedzi na zwiększającą się popularność robotów przegubowych wśród małych i średnich przedsiębiorstw, powstają aplikacje dedykowane dla najbardziej popularnych procesów przemysłowych. Dzięki tego typu aplikacjom oprogramowanie robota zajmuje stosunkowo mało czasu i nie wymaga specjalistycznej wiedzy na temat programowania robotów przemysłowych.

Dynamiczny rozwój robotyki w ostatnim czasie wpływa na tendencje do tworzenia uproszczonych aplikacji wspomagających obsługę procesów wykonywanych za pomocą robotów przemysłowych. Kontrolery robotów najnowszej generacji wyposażone zostały w ethernetowe moduły sieciowe, a obsługa komunikacji w programie robota wspomagana jest poprzez procedury, do których programista może się w łatwy sposób odwoływać.

### **3. Analiza problemu komunikowania się komputera PC z robotem firmy Kawasaki**

Komunikacja pomiędzy robotem przemysłowym a komputerem PC może się odbywać przy wykorzystaniu magistrali szeregowej RS-232 lub sieci Ethernet. Standard RS-232 jest często wykorzystywany do komunikacji robota z urządze-

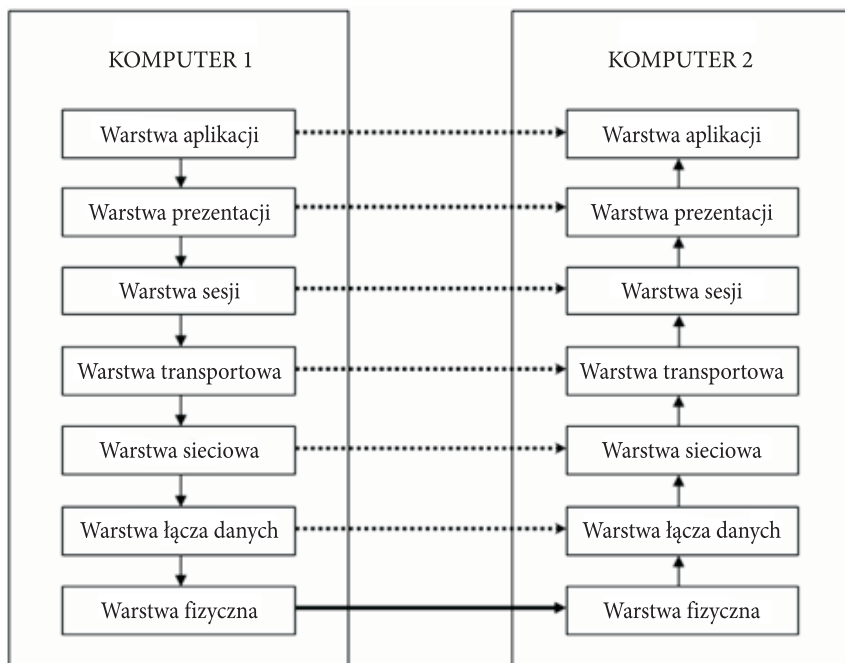
niami peryferyjnymi (np. kontrolerem spawarki). Z uwagi na niski transfer oraz ograniczenie do 15 metrów długości magistrali, odchodzi się od tworzenia sieci przemysłowych opartych o standard RS. Należy tutaj dodać, że obecnie odchodzi się również od implementowania portu szeregowego w komputerach osobistych. Z uwagi na powyższe ograniczenia do komunikacji pomiędzy komputerem PC a robotem przemysłowym w proponowanym rozwiązaniu zdecydowano się na technologię Ethernet. Jest to technologia wykorzystywana głównie przy tworzeniu lokalnych sieci komputerowych i przemysłowych. Opisuje ona specyfikację przewodów oraz sygnały, które są nimi przesyłane [9].

### 3.1. Specyfikacja technologii Ethernet

Magistrala sieci Ethernet może być bardzo rozbudowana. W jej skład mogą wchodzić przewody UTP/STP (*Unshielded Twisted Pair/Shielded Twisted Pair*) zakończone złączem RJ45, przewody koncentryczne, światłowody, koncentratory (huby) i inne urządzenia pracujące w warstwie fizycznej modelu OSI (*Open System Interconnection*). Model ten opisuje strukturę komunikacji sieciowej i jest traktowany jako model odniesienia dla protokołów sieciowych. Został opracowany przez międzynarodową organizację standaryzującą (ISO). Podstawowym założeniem modelu jest podział systemu na siedem warstw współpracujących ze sobą w ściśle określony sposób. Model OSI przedstawiony został na rysunku 1. Przerwanymi strzałkami przedstawiono komunikację pomiędzy równorzędnymi warstwami będącą wynikiem działania warstw niższych. Strzałkami ciągłymi zaznaczony jest rzeczywisty przepływ informacji.

Opis poszczególnych warstw modelu OSI:

- warstwa aplikacji — składa się z zestawu usług sieciowych dostępnych użytkownikom i aplikacjom,
- warstwa prezentacji — odpowiada za transformację danych (szyfrowanie, kompresja),
- warstwa sesji — kontroluje interakcje pomiędzy węzłami sieci,
- warstwa transportowa — gwarantuje odpowiedni poziom niezawodności transferu; warstwa ta obejmuje mechanizmy i narzędzia nawiązywania połączenia i buforowania, numerowania oraz porządkowania pakietów,
- warstwa sieciowa — odpowiada za transfer plików pomiędzy węzłami sieci o dowolnej topologii; protokoły tej warstwy nie gwarantują doręczenia pakietów,
- warstwa łącza danych — odpowiada za transfer ramek danych pomiędzy dwoma węzłami sieci o topologii standardowej (np. magistrali) albo pomiędzy dwoma sąsiadującymi węzłami sieci w topologii dowolnej; w tej warstwie wprowadzane jest pojęcie adresu węzła fizycznego — MAC adresu,



Rys. 1. Model warstwowy OSI

- warstwa fizyczna — odpowiada za transfer bitów w kanale fizycznym (np. skrętce, kablu koncentrycznym lub światłowodzie); tutaj definiowane są charakterystyki otoczenia fizycznego oraz parametry sygnałów elektrycznych.

Rysunek 1 przedstawia sytuację, w której komputer 1 (klient) wysyła dane do komputera 2 (serwera). Dane te nie są wysyłane bezpośrednio z warstwy aplikacji klienta do warstwy aplikacji serwera. Muszą one przejść przez wszystkie warstwy modelu OSI. W każdej warstwie dodawane są dodatkowe informacje (np. długość pakietu, suma kontrolna CRC). Po stronie serwera dodatkowe informacje są wycinane z ramki. W rezultacie do warstwy aplikacji po stronie odbiorczej powinny dotrzeć dane w niezmienionej formie w stosunku do danych wysłanych z warstwy aplikacji klienta. Budowa ramki Ethernet w wersji 2 przedstawiona została w tabeli 1.

TABELA 1

Budowa ramki Ethernet w wersji 2

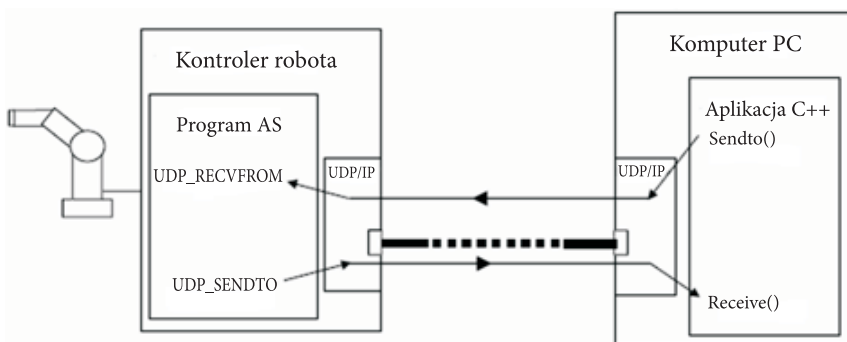
Preambuła	SFD	Adres MAC odbiorcy	Adres MAC nadawcy	Typ ramki	Dane	FCS
7 bajtów	1 bajt	6 bajtów	6 bajtów	2 bajty	46-1500 bajtów	4 bajty



zalecane jest używanie protokołu UDP. Z uwagi na te uwarunkowania, w proponowanym rozwiązaniu zdecydowano się na wykorzystanie protokołu UDP.

## Analiza komunikacji z wykorzystaniem protokołu UDP

Protokół UDP nie ustanawia połączenia logicznego pomiędzy węzłami sieci na potrzeby transmisji. Dane są nadawane do wszystkich węzłów sieci, jednak odbiera je ten węzeł, którego adres jest zgodny z adresem odbiorcy znajdującym się w pakiecie. Na rysunku 2 przedstawiono ogólny schemat komunikacji komputera PC z robotem przemysłowym firmy Kawasaki przy użyciu protokołu UDP [1].



Rys. 2. Ogólny schemat komunikacji komputera PC z robotem Kawasaki przy użyciu protokołu UDP

W celu odebrania danych przychodzących z komputera PC do kontrolera robota, opracowano stosowane programy komputerowe i zaimplementowano je na obu urządzeniach. Po stronie robota zaimplementowano aplikację serwera (hosta), natomiast po stronie komputera PC aplikację klienta.

Wykorzystująca protokół UDP aplikacja serwera napisana została w języku AS (język programowania robotów Kawasaki). Oparta jest ona o procedurę `UDP_RECVFROM`, dzięki której istnieje możliwość odebrania danych przychodzących z innych węzłów sieci [6, 7].

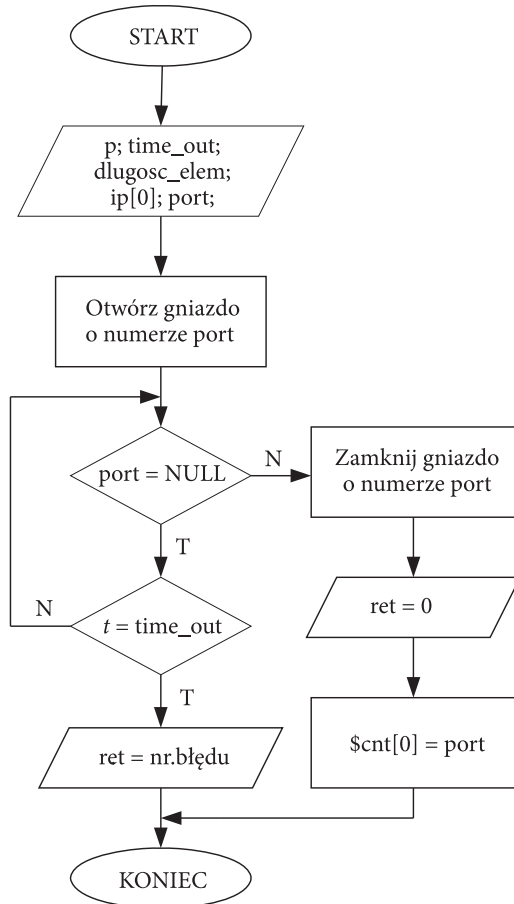
`UDP_RECVFROM` `ret`, `port`, `$cnt[0]`, `p`, `time_out`, `ip[0]`, `dlugosc_elem`, gdzie:

- `ret` — zmienna przechowująca numer błędu transmisji (0 jeżeli nie ma błędu),
- `port` — numer portu,
- `$cnt[0]` — deklaracja tablicy, do której zapisane zostaną dane (0 oznacza, iż elementy tablicy będą numerowane od 0 wzwyż),
- `p` — ilość elementów tablicy,
- `time_out` — czas [s], po którym zamykane jest gniazdo sieciowe w przypadku gdy nie dotrze do niego pakiet,

- ip[0] — tablica zawierająca adres IP komputera PC,
- dlugosc\_elem — liczba znaków w pojedynczym elemencie tablicy.

Dane wysłane z aplikacji klienta w wyniku działania procedury UDP\_RECVFROM są zapisywane do tablicy zmiennych ciągu znaków o nazwie \$cnt[0]. Zawartość portu jest cyklicznie zapisywana do kolejnych elementów tablicy o długości scharakteryzowanej zmienną „dlugosc\_elem”. Uproszczony algorytm procedury UDP\_RECVFROM przedstawiony został na rysunku 3.

Aby przesłać dane z komputera PC do robota w oparciu o protokół UDP, opracowano aplikację klienta. Aplikacja ta jest odpowiedzialna za wysłanie odpowiednio przygotowanych danych (parametrów robota niezbędnych do realizacji procesu paletyzacji) na określony port robota o zadany adresie IP. W związku



Rys. 3. Algorytm procedury UDP\_RECVFROM

z tym, iż parametry robota udostępniane są przez aplikację napisaną w środowisku Borland C++ Builder 6, również w tym przypadku posłużono się właśnie tym środowiskiem [3, 8].

Pierwszym etapem tworzenia aplikacji komunikacyjnej było wczytanie biblioteki gniazd. Wykorzystano do tego celu funkcję `WSAStartup()`:

```
WSADATA wsda;  
WSAStartup(MAKEWORD(2,2), &wsda);
```

Powyższy fragment kodu spowoduje wywołanie biblioteki Winsock 2.2. Przy czym parametr „wsda” jest wskaźnikiem struktury `WSADATA`, w której zawarte są informacje o wczytanej bibliotece.

Następnym etapem było utworzenie gniazda systemowego. Do tego celu wykorzystano funkcję `socket()`:

```
SOCKET s;  
s = socket(AF_INET, SOCK_DGRAM, IPPROTO_UDP);
```

gdzie:

- `AF_INET` — parametr określający zastosowanie gniazda do obsługi protokołów z rodziny protokołów internetowych,
- `SOCK_DGRAM` — wskazanie na bezpołączeniowy transfer danych (gniazdo datagramowe),
- `IPPROTO_UDP` — wyznaczenie protokołu UDP.

Przed operacją wysłania danych wypełniono strukturę adresową, co spowodowało się do wpisania do struktury `SOCKADDR_IN` informacji o hoście:

```
SOCKADDR_IN addr;  
addr.sin_family = AF_INET;  
addr.sin_port = htons(port);  
addr.sin_addr.s_addr = inet_addr(szAddress);
```

gdzie:

- `addr` — wskaźnik do struktury adresowej `SOCKADDR_IN`, w której zostaną zapisane parametry hosta (rodzaj gniazda, port, adres IP odbiorcy),
- `AF_INET` — parametr określający zastosowanie gniazda do obsługi protokołów z rodziny protokołów internetowych,
- `port` — docelowy numer portu,
- `szAddress` — adres IP odbiorcy.

Do wykonania operacji wysłania zmiennej znakowej „bufor” posłużono się instrukcją `sendto()`:

```
iMessageLen = strlen(bufor);  
sendto(s, bufor, iMessageLen, 0, (struct sockaddr *) &addr, sizeof(addr)).
```

Opis parametrów funkcji sendto():

- s — wywołanie uprzednio utworzonego gniazda,
- bufor — zmienna przechowująca przesyłane dane,
- iMessageLen — długość komunikatu,
- 0 — znacznik określający metodę wysłania (0 oznacza brak znaczników),
- (struct sockaddr \*) &addr — struktura adresu odbiorcy,
- sizeof(addr) — rozmiar struktury zawierającej adres odbiorcy.

Po zakończeniu transmisji użyto instrukcji zamknięcia gniazda systemowego oraz biblioteki WinSock:

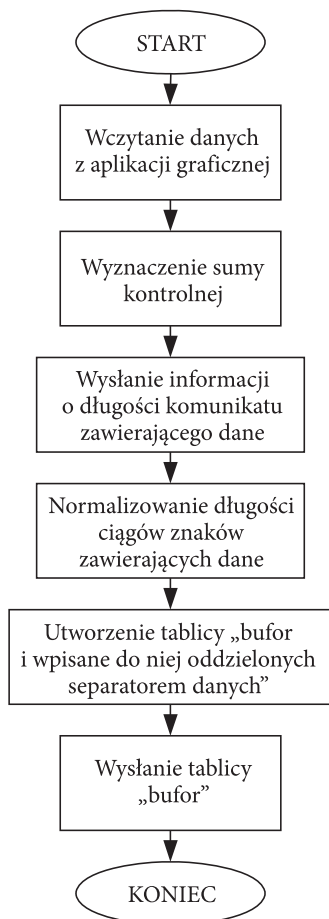
```
closesocket(s);  
WSACleanup().
```

Omówione powyżej zasadnicze funkcje wykorzystywane w opracowanych aplikacjach umożliwiają komunikację pomiędzy komputerem PC a kontrolerem robota przemysłowego Kawasaki.

### 3.3. Aplikacja klienta

Przestawione powyżej zasady funkcjonowania oprogramowania zostały zrealizowane m.in. w oparciu o przedstawiony na rysunku 4 schemat algorytmu aplikacji klienta. Do głównych funkcji opracowanej aplikacji należy zaliczyć:

- pobranie danych z aplikacji graficznej dedykowanej procesowi paletyzacji,
- pobranie dodatkowych danych, wpisywanych przez użytkownika (adres IP komputera, numer portu, prędkość robota [%]),
- wyznaczenie sumy kontrolnej,
- rzutowanie danych ze zmiennych rzeczywistych na zmienne ciągu znaków,
- przetworzenie danych zawartych w zmiennych ciągu znaków polegające na znormalizowaniu ich długości poprzez dopisanie odpowiedniej liczby zer z lewej strony każdego z ciągów,
- zapisanie do tablicy „bufor” zmiennych w odpowiedniej kolejności,
- wysłanie informacji o ilości elementów tablicy „bufor” na zadany port robota o zadanym adresie IP,
- wysłanie tablicy „bufor” na zadany port robota o zadanym adresie IP.



Rys. 4. Algorytm aplikacji klienta

### 3.4. Aplikacja serwera

Aplikacja serwera (rys. 5) została opracowana w języku AS (język programowania robotów Kawasaki), a do jej głównych funkcji należy zaliczyć:

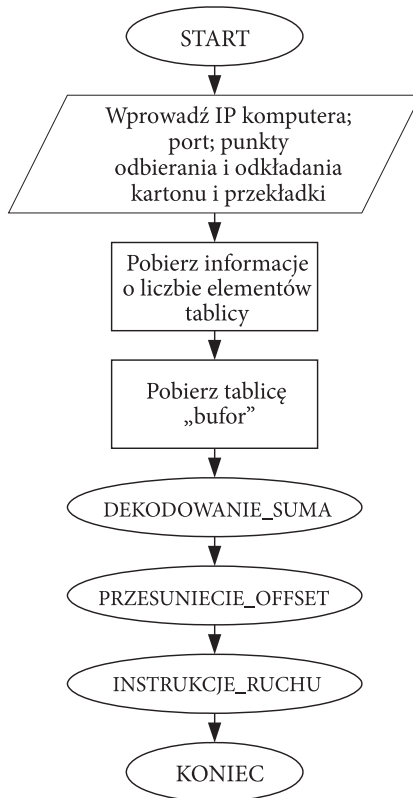
- pobranie numeru portu oraz adresu IP komputera PC, które są podawane przez użytkownika,
- odebranie informacji o ilości elementów tablicy znakowej,
- odebranie tablicy znakowej wysłanej przez klienta,
- dekodowanie elementów tablicy znakowej,
- rzutowanie zmiennych znakowych na zmienne rzeczywiste,
- sprawdzenie sumy kontrolnej,
- wyznaczenie punktu offsetowego oraz przesunięcie punktu odniesienia położenia kartonu na palecie do środka kartonu,

- wykonanie instrukcji ruchów na podstawie informacji otrzymanej od klienta.

W wyniku dekodowania (funkcja DEKODOWANIE\_SUMA — rys. 5) wszystkie dane zawarte w tablicy \$cnt zostają wyodrębnione i zamienione ze zmiennych tekstowych na wartości rzeczywiste, a następnie zsumowane w celu sprawdzenia sumy kontrolnej.

W wyniku działania funkcji PRZESUNIECIE\_OFFSET (rys. 5) zostaje przesunięty punkt chwytania przedmiotu oraz wyznaczone są pozycje pośrednie efektora robota. Przesunięcie punktu chwytania kartonu wymagane jest z uwagi na to, że współrzędne kartonów generowane przez aplikację graficzną są pozycjami względem lewego górnego rogu kartonu. Przesunięcie to dotyczy wyłącznie kartonów obróconych o 90 stopni.

W wyniku działania funkcji INSTRUKCJE\_RUCHU (rys. 5) wyznaczane są kolejne pozycje punktu odłożenia kartonu (po) i przekładki (po\_pr) oraz generowana jest trajektoria ruchu robota na podstawie wyznaczonych punktów. Wyznaczane jest



Rys. 5. Uproszczony algorytm aplikacji serwera

również położenie punktu offsetowego. Wszystkie pozycje wyznaczone są w każdej iteracji, a algorytm został opracowany z uwzględnieniem optymalizacji trajektorii oraz bezpiecznego przejścia pomiędzy poszczególnymi punktami węzłowymi.

Oprogramowanie zostało przetestowane na robocie Kawasaki w firmie AB Industry w Ożarowie Mazowieckim. Test polegał na skonfigurowaniu kartonów na palecie za pomocą aplikacji graficznej i wysłaniu danych wygenerowanych na tej podstawie do kontrolera robota (rys. 6). Testy oprogramowania potwierdziły założenie, iż przeprogramowanie robota w przypadku zmiany parametrów paletyzacji jest dużo szybsze i łatwiejsze oraz że nie jest do tego działania konieczna znajomość programowania robota Kawasaki w języku AS.



Rys. 6. Testowanie opracowanych aplikacji

#### 4. Podsumowanie

W artykule przedstawiono wybrane zagadnienia związane z problematyką wykorzystania protokołu UDP (ang. *User Datagram Protocol*) na potrzeby aplikacji do konfiguracji procesu paletyzacji kartonów dla robotów przemysłowych firmy Kawasaki. Tworzenie tego typu oprogramowania podzielono na trzy odrębne etapy:

- opracowanie właściwego środowiska z odpowiednim interfejsem użytkownika (może być zrealizowane w dowolnym języku programowania),
- opracowanie lub wykorzystanie istniejącego protokołu transmisji, umożliwiającego przesłanie niezbędnych do poprawnego funkcjonowania robota parametrów do jego kontrolera i przygotowanie aplikacji umożliwiającej przepływ danych w tym protokole,
- opracowanie elastycznej aplikacji w języku programowania danego robota i zaimplementowanie jej w jego kontrolerze;

skupiając się w szczególności, ze względu na obszerność zagadnienia, na etapie drugim (pozostałe etapy zostaną przedstawione w odrębnych artykułach).

Zaproponowane rozwiązanie umożliwia łatwe oraz intuicyjne przeprogramowanie robotów firmy Kawasaki wykonujących proces paletyzacji bez konieczności znajomości języka ich programowania. Główną zaletą takiego rozwiązania jest udostępnienie operatorowi prostego w obsłudze środowiska, skracającego znacznie czas przekonfigurowania robota w przypadku zmiany parametrów paletyzacji (wielkość palety, rozmiary kartonów, liczba warstw itd.). Należy tutaj zaznaczyć, iż wyposażenie zrobotyzowanej komory produkcyjnej do paletyzacji w dodatkowy panel operatorski pozwoli na programowanie robotów bez konieczności używania do tego celu panelu nauczania, co pozwoli na skrócenie czasu szkolenia załogi oraz zabezpieczenie robota przed niechcianymi zmianami konfiguracyjnymi w przypadku, kiedy stanowisko nie jest obsługiwane przez wykwalifikowanego inżyniera. Z drugiej strony, biorąc pod uwagę rosnącą na zautomatyzowanych liniach produkcyjnych liczbę robotów przemysłowych oraz wzrost kształconych inżynierów, należałoby zastanowić się nad implementacją tego typu oprogramowania w kontrolerze robota i zobrazowaniem aplikacji dedykowanych konkretnym procesom technologicznym na dotykowym ekranie panelu nauczania, co już dzisiaj próbują wdrażać światowi potentaci robotyki przemysłowej (m.in.: firma ABB). Rozwiązanie takie przyspieszy czas programowania robotów oraz wyeliminuje dodatkowy panel operatorski, co z całą pewnością obniży koszty całego stanowiska.

Opracowana w środowisku Borland C++ Builder 6 aplikacja komunikacyjna klienta podczas przeprowadzania testów została połączona z opracowaną wcześniej aplikacją graficzną. Dzięki temu nie ma potrzeby uruchamiania dwóch odrębnych programów na komputerze PC. Aplikacja serwera, czyli oprogramowanie kontrolera robota, została opracowana w języku AS, który jest podstawowym narzędziem programowania robotów Kawasaki.

Dodatkowo dla celów testowych opracowana została aplikacja serwera, umożliwiająca odebranie danych wygenerowanych za pomocą aplikacji graficznej dedykowanej procesowi paletyzacji na komputerze PC. Oprogramowanie to, w połączeniu z środowiskiem PC-Roset do programowania robotów Kawasaki w trybie off-line może posłużyć do testowania utworzonego oprogramowania oraz komunikacji w sieci LAN.

Oprogramowanie zostało przetestowane na robocie Kawasaki w firmie AB Industry. Test polegał na skonfigurowaniu kartonów w aplikacji graficznej, a następnie przesłaniu wygenerowanych na tej podstawie danych do kontrolera robota. Sprawdzona została zgodność danych po stronie nadawczej i odbiorczej oraz zgodność trajektorii ruchów robota z trajektorią wynikającą z konfiguracji kartonów w aplikacji graficznej. Test potwierdził prawidłowe działanie opracowanego oprogramowania.

Tworzenie nowych i rozwijanie już istniejących środowisk wspierających programowanie robotów w trybie off-line jest jednym z najprężniej rozwijających się kierunków związanych z rozwojem robotyki. Przy czym nie należy tutaj zapominać o tworzeniu i rozwijaniu specjalistycznych, dodawanych do oprogramo-

wania głównego pakietów oprogramowania, których głównym zadaniem będzie udostępnianie prostych w obsłudze interfejsów zrozumiałych dla operatorów konkretnych stanowisk produkcyjnych, a jednocześnie wprowadzających pewien poziom elastyczności, co w dzisiejszych czasach przy często zmieniającym się produkowanym asortymencie jest niezmiernie ważne.

Dziś nikogo nie trzeba przekonywać, że komputerowe wspomaganie projektowania, wytwarzania i eksploatacji zrobotyzowanych systemów produkcyjnych wpływa znacząco na:

- skrócenie czasu programowania robotów przemysłowych,
- ułatwienie tworzenia oprogramowania robotów przemysłowych,
- umożliwienie programowania robotów przez osoby nieposiadające specjalistycznej wiedzy w tym zakresie,
- zapewnienie optymalnej trajektorii ruchu robotów przemysłowych,
- zwiększenie bezpieczeństwa podczas programowania robotów.

Artykuł wpłynął do redakcji 28.07.2009 r. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano w listopadzie 2009 r.

#### LITERATURA

- [1] *AS Language Reference Manual*, Kawasaki Heavy Industries LTD, 2007.
- [2] P. DUTKIEWICZ, W. WRÓBLEWSKI, *Modelowanie i sterowanie robotów*, PWN, Warszawa, 2003.
- [3] M. FLENOV, *C++ Elementarz hakera*, Helion, 2005.
- [4] J. HONCZARENKO, *Roboty przemysłowe. Elementy i zastosowanie*, WNT, Warszawa, 1992.
- [5] W. KACZMAREK, *Elementy robotyki przemysłowej*, WAT, Warszawa, 2008.
- [6] *PC-Roset Ligot — Pierwsze Kroki*, ASTOR Sp. z. o.o.
- [7] *Programowanie w języku AS*, ASTOR Sp. z. o.o.
- [8] A. STASIEWICZ, *C++ Builder. Całkiem inny świat*, Helion, 2005.
- [9] *TCP/IP Communication Manual*, Kawasaki Heavy Industries LTD, 2007.
- [10] K. TOMASZEWSKI, *Roboty przemysłowe*, WNT, Warszawa, 1993.

W. KACZMAREK, M. MISIEJUK

#### Using UDP protocol for configuration of palletization process of packets for Kawasaki industrial robots

**Abstract.** In this paper, the way of using the User Datagram Protocol for industry applications was presented. The authors touched a very important problem of creating applications for Kawasaki industry robots that give the possibility of the hardware configuration of palletization processes. Moreover, in the article, the authors presented how the information from PC is sent to a robot computer.

**Keywords:** transmission protocols, User Datagram Protocol, industry robots, palletization process

**Universal Decimal Classification:** 681.51





## Projekt aplikacji wspierającej konfigurowanie procesu paletyzacji kartonów dla robotów przemysłowych firmy Kawasaki — interfejs użytkownika

WOJCIECH KACZMAREK, BARTOSZ MOTYKA<sup>1</sup>

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki,  
Instytut Systemów Mechatronicznych, 00-908 Warszawa, ul. S. Kaliskiego 2

<sup>1</sup>ASTOR, 00-739 Warszawa, ul. Stępińska 22/30

**Streszczenie.** W artykule przedstawiono interfejs użytkownika proponowany do zautomatyzowanego procesu paletyzacji. Celem rozważań było zaproponowanie rozwiązania, które uprościłoby proces programowania robotów przemysłowych. Ze względu na zainteresowanie firmy ASTOR z Warszawy opracowano aplikację umożliwiającą zmianę konfiguracji procesu paletyzacji dla robotów firmy Kawasaki. Zaproponowane rozwiązanie, w połączeniu z opracowaną w ramach pracy dyplomowej w Instytucie Systemów Mechatronicznych Wojskowej Akademii Technicznej aplikacją do komunikowania się z robotem, umożliwia łatwe oraz intuicyjne programowanie robotów firmy Kawasaki bez konieczności znajomości ich języka programowania. Główną zaletą takiego rozwiązania jest udostępnienie operatorowi prostego w obsłudze środowiska, skracającego znacznie czas przekonfigurowania robota w przypadku zmiany parametrów paletyzacji (wielkość palety, rozmiary kartonów, liczba warstw itd.).

**Słowa kluczowe:** interfejs użytkownika, roboty przemysłowe, proces paletyzacji, programowanie robotów

**Symbole UKD:** 681.51

### 1. Wstęp

Robotyzacja jest wprowadzana do procesów przemysłowych od wielu lat. W latach siedemdziesiątych roboty wykorzystywano wyłącznie w produkcji wielkoseryjnej, ponieważ ich dostępność oraz samo przygotowanie zrobotyzowanych

stanowisk produkcyjnych było kosztowne, czasochłonne i ciągle jeszcze nie gwarantowało szybkiego zwrotu poniesionych kosztów. W dzisiejszych czasach, przy wykorzystaniu systemów wizyjnych, roboty zostały rozbudowane do maszyn potrafiących, pod wpływem zmian otoczenia, samodzielnie zmieniać algorytm swojego działania. Dynamiczny rozwój robotyzacji oraz wzrost dostępności robotów zwłaszcza w zastosowaniach przemysłowych sprawiły, że coraz częściej są one stosowane w produkcji krótkoseryjnej, lub nawet w produkcji jednostkowej [4].

Od kilku lat można zauważyć zmiany w liczbie robotów w poszczególnych gałęziach przemysłu. Do niedawna największy udział miał przemysł motoryzacyjny, elektrotechniczny i elektroniczny. W roku 2006 w przemyśle motoryzacyjnym zanotowano spadek sprzedaży o 17%, a przemyśle elektrotechnicznym i elektronicznym o 34%. Znacząco wzrosły natomiast inwestycje w branży metalowej, chemicznej i spożywczej, gdzie w 2006 r. sprzedaż wzrosła o 25% [5, 7].

Duży wpływ na istniejącą w przemyśle sytuację ma kryzys finansowy. Zmusza on przedsiębiorców do obniżania kosztów produkcji bez jednoczesnych strat jakości produktów. Jednym ze sposobów może być przeniesienie produkcji do krajów nisko rozwiniętych, gdzie produkty mogą być wytwarzane taniej, ale nawet w tych regionach wymagania dotyczące kwalifikacji kadry i zarobków są z roku na rok coraz wyższe. Dlatego lepszym sposobem wydaje się być automatyzacja linii produkcyjnych. Po zakupie zrobotyzowanego stanowiska produkcyjnego, producent może pozwolić sobie na szybkie zmiany wolumenu produkcji (dziś produkując dużo, jutro mało bez ponoszenia dużych dodatkowych kosztów osobowych). Zwiększenie elastyczności z całą pewnością będzie zależało od dwóch czynników:

- elastyczności i prostoty oprogramowania, w jakie wyposażone są znajdujące się na zrobotyzowanej linii produkcyjnej maszyny,
- wykwalifikowanej siły roboczej (inżynierów-programistów).

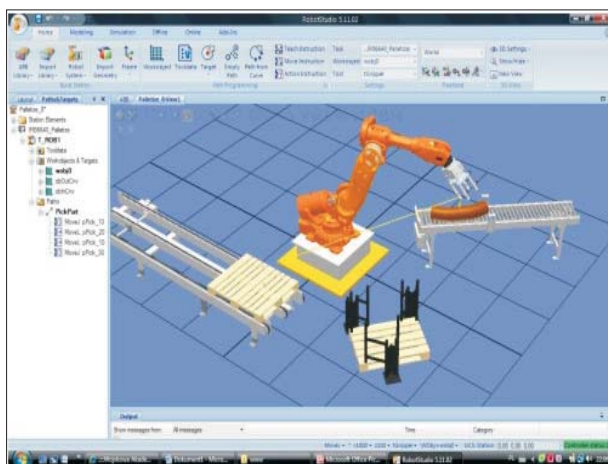
Oba te czynniki są ze sobą bardzo mocno związane. Jeśli środowiska do programowania robotów przemysłowych będą bardzo skomplikowane, konieczne będą zaawansowane, regularne i kosztowne szkolenia. Jeśli natomiast środowiska będą proste i intuicyjne, spełniając przy tym oczekiwania producenta, zmniejszy to znacznie koszty wyszkolenia kadry inżynierów [6].

## 2. Środowiska do programowania robotów przemysłowych

Gdy myślimy o producentach robotów przemysłowych, trudno doszukiwać się standaryzacji języków programowania. Każda z wiodących na rynku światowym firm rozwija swoje własne systemy, których programowanie jest realizowane w konkretnych językach programowania (np.: firma ABB — Rapid, Kawasaki — AS, Fanuc — Kail, Mitsubishi — MelfaBasic). Ponadto same interfejsy użytkowników oraz sposoby obsługi poszczególnych systemów znacznie się od siebie różnią. Efek-

tem takiego stanu rzeczy, jest zjawisko zakupu dla danej fabryki zrobotyzowanych stanowisk produkcyjnych jednego producenta, co nie zawsze jest najkorzystniejszym zjawiskiem, zwłaszcza ze względów ekonomicznych. Sensowne wydaje się więc poszukiwanie rozwiązań, które umożliwią nie tylko łatwą naukę programowania robotów przemysłowych, ale również uprościć proces przeprogramowania robotów na linii technologicznej w przypadku zmiany parametrów produkcji, oddając go ręce osób, które niekoniecznie muszą znać zaawansowane funkcje danego języka programowania.

Zarówno o pierwszym jak i o drugim rozwiązaniu myślą dzisiaj producenci robotów. Wprowadzone niedawno i prężnie rozwijane w ostatnim okresie rozbudowane środowiska do programowania robotów w trybie off-line (np.: ABB — RobotStudio — rys. 1, Kawasaki — PC-Roset, Fanuc — RoboGuide, Mitsubishi — Cosimir) pozwalają nie tylko na naukę programowania robotów danego producenta, ale również na znaczne skrócenie czasu programowania robotów. Są to jednak środowiska bardzo rozbudowane i poprawne ich wykorzystanie jest możliwe jedynie po odbyciu szeregu zazwyczaj kosztownych szkoleń.



Rys. 1. Ogólny widok środowiska RobotStudio v.5.10

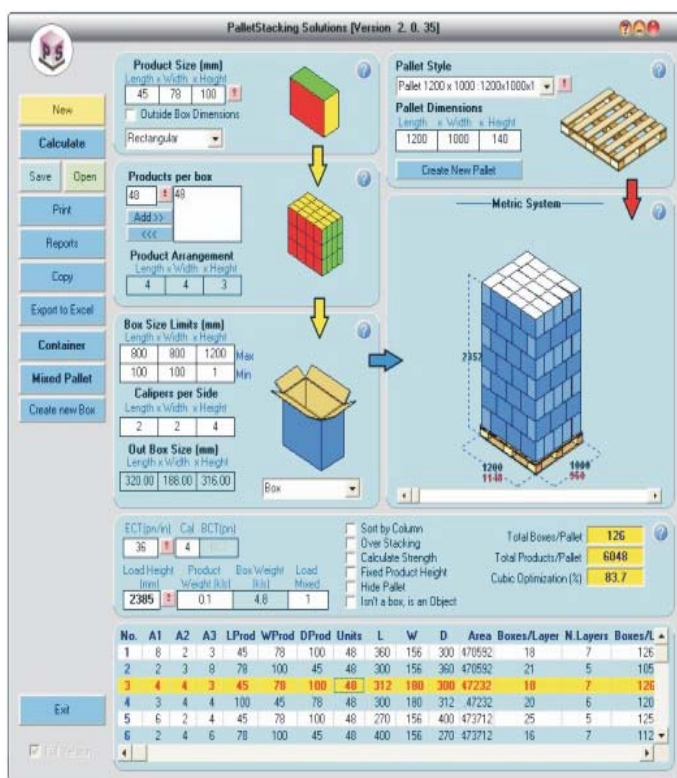
W przypadku drugiego rozwiązania można powiedzieć, iż istnieją dedykowane konkretnym procesom technologicznym (np.: spawanie łukowe, paletyzacja, cięcie laserem) środowiska, które pozwalają przede wszystkim na skrócenie czasu szkoleń operatorów oraz, dzięki swoim specyficznym zastosowaniom, uproszczenie samych środowisk programistycznych. Tworzenie takich aplikacji można podzielić na trzy etapy:

- opracowanie właściwego środowiska z odpowiednim interfejsem użytkownika (może być zrealizowane w dowolnym języku programowania),

- opracowanie nowego lub wykorzystanie istniejącego protokołu transmisji, umożliwiającego przesłanie niezbędnych do poprawnego funkcjonowania robota parametrów do jego kontrolera i przygotowanie aplikacji umożliwiającej przepływ danych w tym protokole,
- opracowanie elastycznej aplikacji w języku programowania danego robota i zaimplementowanie jej w jego kontrolerze.

### 3. Aplikacje wspierające konfigurowanie procesu paletyzacji

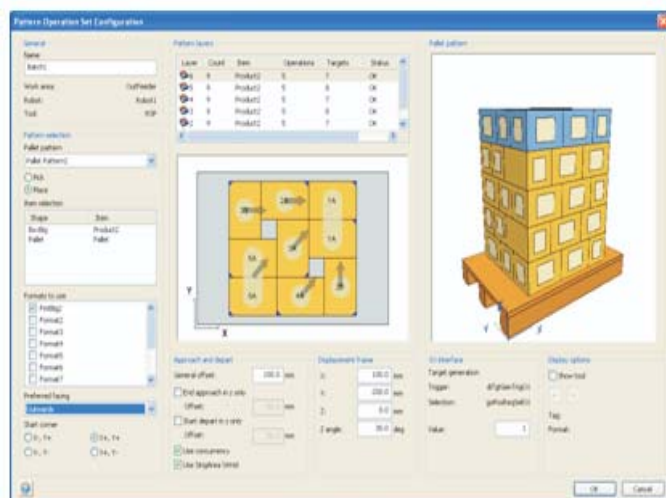
Do aplikacji wspierających proces paletyzacji można zaliczyć takie programy jak Pallet Stacking, QuickPalletMaker czy Cape Pack z modułem Pallet (rys. 2). Są one przeznaczone dla logistyków i technologów i nie można ich wykorzystać bezpośrednio do programowania robotów. Umożliwiają optymalne obliczenie wymiarów opakowań zbiorczych na podstawie wymiarów produktów, ustawienie opa-



Rys. 2. Ogólny wygląd programu Cape Pack

kowań na palecie i wypełnienie paletami kontenerów czy naczip. Zawierają w sobie bibliotekę znormalizowanych palet i kontenerów, co usprawnia pracę z programem. Wyniki obliczeń otrzymujemy w formie tekstowej i graficznej. Optymalizacja w ich przypadku wiąże się z umieszczeniem jak największej liczby produktów na jednej warstwie, a co za tym idzie i na całej palecie. Skutkuje to obniżeniem kosztów transportu produktów, co zwiększa dochody przedsiębiorstwa [15].

Innym typem środowisk umożliwiającym programowanie robotów do procesu paletyzacji są aplikacje dedykowane dla operatorów obsługujących ten proces. Wiedzą niezbędną przy ich wykorzystaniu są jedynie wymiary palety i kartonów oraz liczba kartonów. Program pozwala na wybór schematu paletyzacji na podstawie wprowadzonych danych lub generuje go automatycznie (rys. 3).



Rys. 3. Ogólny widok programu PickMaster 5

Po zatwierdzeniu wybranych parametrów i nastaw program automatycznie generuje trajektorię ruchu robota i kąt podejścia dla każdego obiektu manipulacji. Aplikacja pozwala na paletyzację różnych rozmiarów produktów na jednej palecie i tych samych produktów na wielu paletach jednocześnie [22].

Przy wykorzystaniu tego typu aplikacji można skrócić czas przeprogramowania robotów do kilku minut, co w dzisiejszych czasach, przy produkcji krótkich serii danego asortymentu, jest niezmiernie ważne. Niestety na rynku jest niewiele tego typu środowisk. Ich ograniczenia, głównie ze względu na różne języki programowania robotów różnych producentów robotów, powodują, że to samo oprogramowanie można wykorzystać tylko dla jednej marki robotów, co znacznie ogranicza ich zastosowanie na liniach technologicznych fabryk.

Środowiska te są wykorzystywane zamiennie w zależności od zadania, jakie należy wykonać. Jeżeli celem będzie zaprogramowanie całego stanowiska do paletyzacji, na pewno najlepiej użyć symulatora robota, który pozwala na zaprogramowanie trajektorii robota i urządzeń peryferyjnych oraz zasymulować pracę całego stanowiska w środowisku do programowania robotów w trybie off-line (rys. 1). Natomiast gdy stanowisko już istnieje, a asortyment produktów często się zmienia, można wykorzystać aplikacje dedykowane bezpośrednio do procesu paletyzacji (rys. 3). Umożliwiają one zaprogramowanie robota do paletyzacji innego rodzaju produktów bez znajomości języka programowania robota. Aplikacje te same generują kod programu i wysyłają go do robota na podstawie wprowadzonych danych. Tego typu środowiska najczęściej wykorzystywane są w małych przedsiębiorstwach, gdzie produkty są paletyzowane w krótkich seriach i zachodzi potrzeba częstego przeprogramowania robota. Logistyk zajmujący się maksymalnym wypełnieniem palet wykorzysta programy optymalizacyjne, które znacznie ułatwią jego pracę.

#### **4. Projekt aplikacji wspierającej konfigurowanie procesu paletyzacji kartonów dla robotów przemysłowych firmy Kawasaki — interfejs użytkownika**

Z uwagi na brak oprogramowania dedykowanego bezpośrednio procesowi paletyzacji dla robotów Kawasaki oraz ze względu na zainteresowanie takim oprogramowaniem firmy ASTOR, będącej wyłącznym dystrybutorem tych robotów na Polskę, zdecydowano się podjąć próbę opracowania aplikacji, która ułatwiłaby uruchamianie stanowisk do paletyzacji przy wykorzystaniu robotów właśnie tej firmy. Aplikacja taka powinna umożliwić przeprogramowanie robota z dodatkowego panelu operatora (komputera) bez konieczności bezpośredniej ingerencji w jego program główny zaimplementowany w kontrolerze robota.

W ramach badań prowadzonych w Instytucie Systemów Mechatronicznych Wojskowej Akademii Technicznej, opracowano aplikację w środowisku Borland C++ Builder 6, której interfejs zapewnia wprowadzenie wszystkich danych niezbędnych do realizacji założonego procesu paletyzacji [3, 10]. Aplikacja składa się z czterech, występujących kolejno po sobie okien, które służą odpowiednio do:

- wprowadzenia danych dotyczących palety,
- wprowadzenia danych dotyczących kartonów,
- zdefiniowania sposobu ułożenia kartonów na palecie na warstwach: parzystej i nieparzystej,
- wprowadzenia danych niezbędnych do skomunikowania z robotem przemysłowym.

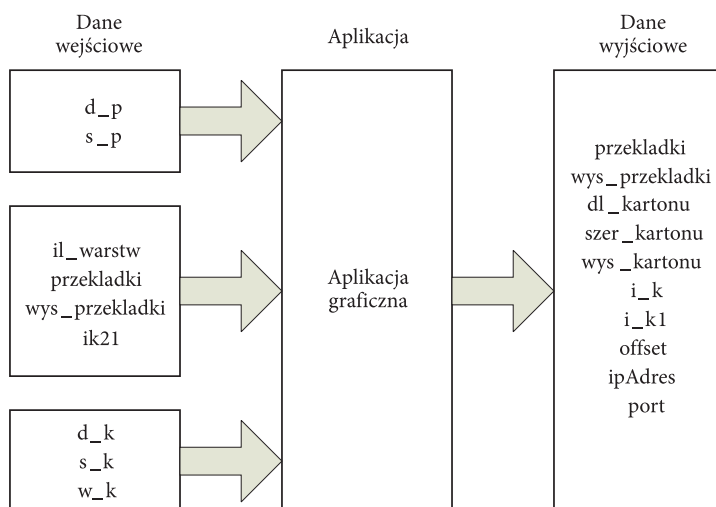
W dalszej kolejności program oblicza dane wyjściowe, formując je w odpowiednio zdefiniowaną strukturę, która zostaje udostępniona opracowanej aplikacji do komunikacji z robotem [1].

Zadaniem aplikacji jest ułatwienie programowania robotów do procesu paletyzacji, umożliwienie przeprogramowania robota do innego rodzaju asortymentu w jak najkrótszym czasie i bez znajomości języka programowania robota. W takim wypadku obsługa stanowiska ogranicza się tylko do wprowadzenia zmian w interfejsie i zatwierdzenia programu na TeachPendancie robota. Wyklucza to ingerencję pracownika (operatora stanowiska) w program robota, co ogranicza błędy spowodowane niewłaściwym zaprogramowaniem robota, a daje z kolei pewną elastyczność w przypadku zmiany produkowanego asortymentu. Aplikacja umożliwi również uruchomienie programu z wprowadzonymi zmianami z ograniczoną prędkością w celu sprawdzenia poprawności ruchów robota.

#### 4.1. Schemat funkcjonalny programu

Zadaniem programu jest udostępnienie zmiennych niezbędnych do procesu paletyzacji, aplikacji służącej do komunikacji z robotem. W tym celu program pobiera dane wejściowe, które wprowadza użytkownik, przetwarza je i w odpowiedniej formie przekazuje aplikacji przesyłającej te dane do kontrolera robota. Dane wejściowe zostały podzielone na trzy części (rys. 4):

- dane dotyczące palety — wymiary palety; liczba warstw kartonów na palecie; zmienna określająca liczbę warstw, po których występuje przekładka; wysokość przekładki i występowanie warstw nieparzystych i parzystych,



Rys. 4. Schemat funkcjonalny aplikacji

- dane dotyczące kartonów — wymiary kartonów; liczba kartonów na warstwie parzystej i nieparzystej oraz kąt podejścia,
- dane dotyczące parametrów komunikacyjnych robota — numer IP robota; numer portu robota i prędkość robota.

Opis oraz typ zmiennej danych wejściowych przedstawiono w tabeli 1, natomiast opis oraz typ zmiennych danych wyjściowych zawiera tabela 2.

TABELA 1

Typ zmiennych danych wejściowych

Opis zmiennej	Oznaczenie zmiennej	Typ zmiennej
długość palety	d_p	AnsiString
szerokość palety	s_p	AnsiString
liczba warstw kartonów na palecie	il_warstw	AnsiString
zmienna oznaczająca liczbę warstw, po których występuje przekładka	przekladki	integer
wysokość przekładki	wys_przekladki	integer
występowanie warstw nieparzystych i parzystych	ik21	integer
długość kartonów	d_k	AnsiString
szerokość kartonów	s_k	AnsiString
wysokość kartonów	w_k	AnsiString
liczba kartonów na warstwie nieparzystej	i_k	AnsiString
liczba kartonów na warstwie parzystej	i_k1	AnsiString
liczba określająca kąt podejścia	Offset	integer
pierwsza część numeru IP robota składająca się z trzech znaków	iip0	AnsiString
druga część numeru IP robota składająca się z trzech znaków	iip1	AnsiString
trzecia część numeru IP robota składająca się z trzech znaków	iip2	AnsiString
czwarta część numeru IP robota składająca się z trzech znaków	iip3	AnsiString
numer portu robota	Port	AnsiString
prędkość robota w procentach	cpredkosc	AnsiString

TABELA 2

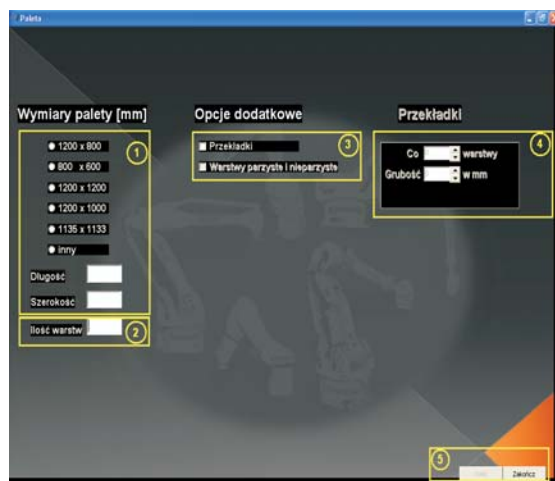
## Typ zmiennych danych wyjściowych

Opis zmiennej	Oznaczenie zmiennej	Format zmiennej
Adres IP robota	przekladki	integer
Numer portu	wys_przekladki	integer
Prędkość robota	dlugosc_kartonu	integer
Ilość kartonów w warstwie nieparzystej	szerokosc_kartonu	integer
Ilość kartonów w warstwie parzystej	wysokosc_kartonu	integer
Ilość warstw	i_k	integer
Wysokość kartonu	i_k1	integer
Numer offsetu	offset	integer
Zmienna określająca ilość warstw, po których występuje przekładka	ipAdres	AnsiString
Wysokość przekładki	port	AnsiString
Długość kartonu	cpredkosc	AnsiString
Szerokość kartonu	il_w	integer
Współrzędne X kartonów warstwy nieparzystej	iksy[0...ik]	integer
Współrzędne Y kartonów warstwy nieparzystej	igrek[0...ik]	integer
Obroty wokół osi Z kartonów warstwy nieparzystej	obroty[0...ik]	integer
Współrzędne X kartonów warstwy parzystej	iksy1[0...ik1]	integer
Współrzędne Y kartonów warstwy parzystej	igrek1[0...ik1]	integer
Obroty wokół osi Z kartonów warstwy parzystej	obroty1[0...ik1]	integer

## 4.2. Interfejs aplikacji

Interfejs graficzny składa się z czterech okien. W każdym z nich użytkownik wprowadza dane i wybiera ustawienia niezbędne do przeprowadzenia procesu paletyzacji. Pierwsze okno pozwala wybrać jeden z wymiarów palety lub podać własne, gdy paletyzacja będzie odbywała się na niestandardowej paletce (rys. 5, pole 1).

Następnie należy podać liczbę warstw kartonów na paletce (rys. 5, pole 2). Wśród opcji dodatkowych użytkownik ma do wyboru „Przekładki” i „Warstwy parzyste i nieparzyste” (rys. 5, pole 3). Zaznaczenie opcji „Przekładki” uaktywnia panel „Przekładki”, gdzie wprowadzana jest liczba warstw, po których ma wystąpić przekładka oraz grubość przekładki w milimetrach. Domyślnie zmienne te przyjmują

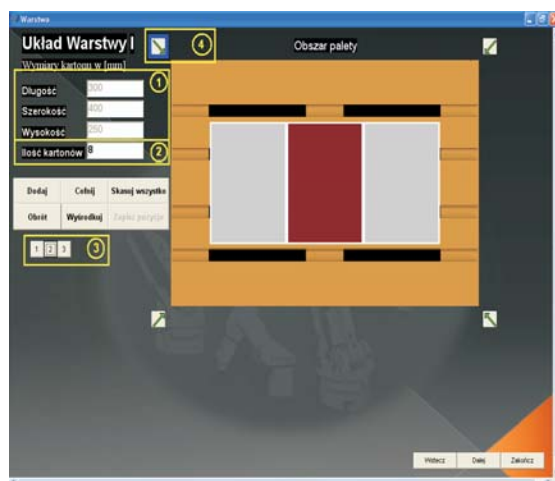


Rys. 5. Widok pierwszego okna aplikacji

wartość 1, co oznacza, że przekładka będzie układana pomiędzy każdą warstwą, a jej grubość wynosi jeden milimetr (rys. 5, pole 4). Zaznaczenie opcji „Warstwy parzyste i nieparzyste” umożliwia wprowadzenie innej konfiguracji warstwy parzystej i innej konfiguracji warstwy nieparzystej. Możliwe jest to w oknie drugim i trzecim aplikacji. Jeżeli opcja ta nie zostanie zaznaczona okno trzecie będzie pominięte podczas całego procesu konfiguracji. Oznacza to, że kartony na wszystkich warstwach będą układane według tego samego schematu. Po wprowadzeniu niezbędnych danych użytkownik może przejść do kolejnego okna naciskając przycisk „Dalej” (rys. 5, pole 5).

Drugie okno programu przedstawia paletę o wcześniej wybranych wymiarach. Użytkownik może wpisać w polach edycyjnych wymiary kartonu (rys. 6, pole 1), a następnie liczbę kartonów w warstwie (rys. 6, pole 2). Następnie naciskając przycisk „Dodaj”, w górnym lewym rogu palety pojawia się pierwszy karton o podanych wymiarach, przeskalowany względem rozmiaru palety. Automatycznie zostaje zablokowana możliwość zmiany rozmiaru kartonu oraz pojawia się przycisk z numerem kartonu (rys. 6, pole 3). Przesunięcie kartonu jest możliwe po najechaniu kursorem na obszar kartonu i naciśnięciu lewego przycisku myszki. Użytkownik może dodać wszystkie kartony bez ich rozmieszczania, a następnie, naciskając przycisk „Wyśrodkuj”, automatycznie wyśrodkować wszystkie kartony. Jeżeli liczba dodanych kartonów jest za duża i nie mieszczą się one na paletce, użytkownik może usunąć pojedynczo kartony, naciskając przycisk „Cofnij”. Funkcja wyśrodkowania automatycznie kasuje kartony, które nie mieszczą się na paletce, i wyświetla informujący o tym komunikat (rys. 7).

Aby zmienić rozmiar kartonu, należy usunąć wszystkie kartony z palety. Można to zrobić pojedynczo, naciskając przycisk „Cofnij”, lub skasować wszystkie kartony, naciskając przycisk „Skasuj wszystko”. Po usunięciu ostatniego kartonu pola edycyjne wymiarów kartonów zostają odblokowane. Aby obrócić karton o 90°, należy



Rys. 6. Drugie okno aplikacji

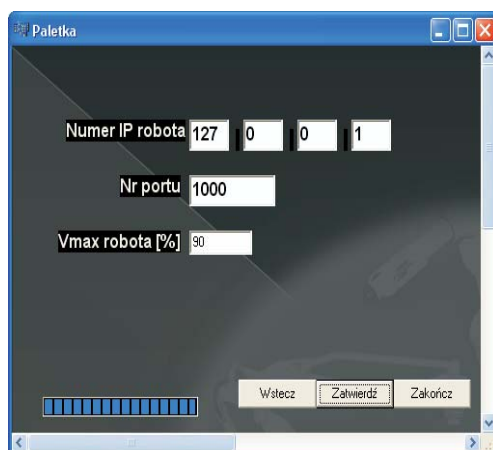


Rys. 7. Okno aplikacji z komunikatem

go zaznaczyć, naciskając przycisk z jego numerem, a następnie nacisnąć przycisk „Obrót”. Po ustawieniu kartonów na paletę użytkownik może wybrać kąt podejścia robota podczas paletyzowania kartonów. Możliwe jest to dzięki przyciskom rozmieszczonym wokół palety (rys. 6, pole 4). Po naciśnięciu jednego z czterech przycisków zostanie on podświetlony na niebieski kolor.

Po wpisaniu i zaznaczeniu wszystkich parametrów udostępniony (aktywowany) zostaje przycisk „Zapisz pozycję”. Naciskając go, użytkownik zapisuje współrzędne kartonów względem palety, odblokowując jednocześnie przycisk „Dalej”, który umożliwia przejście do kolejnego okna programu.

Jeżeli użytkownik zaznaczył w pierwszym oknie opcję „warstwy parzyste i nieparzyste” kolejnym oknem będzie okno trzecie. Umożliwia ono zdefiniowanie i zapisanie schematu warstwy parzystej, w analogiczny sposób jak miało to miejsce dla warstwy nieparzystej (drugie okno aplikacji). Natomiast, jeżeli użytkownik nie zaznaczył opcji różnych warstw w pierwszym oknie, kolejnym oknem będzie okno parametrów robota (rys. 8). W tym oknie użytkownik podaje IP robota oraz numer portu, na który zostaną przesłane dane niezbędne do procesu. Następnie wpisuje prędkość robota w zakresie od 0 do 100 procent w zależności od przenoszonych rodzajów produktów i ich bezwładności. Mała prędkość robota może być wykorzystana podczas testowania trajektorii robota po wprowadzeniu nowych zmiennych.



Rys. 8. Okno parametrów komunikacyjnych robota

Dane do robota można wysłać, naciskając przycisk „Zatwierdź”, a ich zaawansowanie przedstawia pasek postępu znajdujący się u dołu okna. W każdym momencie aplikacja może zostać zakończona przez użytkownika po naciśnięciu przycisku „Zakończ”, natomiast za pomocą przycisku „Wstecz” można cofnąć się do poprzedniego okna, aby zmienić wybrane tam parametry.

Opracowana aplikacja została przetestowana dwuetapowo. W pierwszym etapie wykonano to w trybie symulacji komputerowej, wykorzystując do tego celu aplikacje klienta i serwera oraz korzystając z możliwości środowiska do programowania robotów firmy Kawasaki w trybie off-line PC-Roset. W drugim etapie, już poprawnie działającą aplikację przetestowano razem z równoległe opracowywaną aplikacją do przesyłania przygotowanych w protokole UDP danych do robota Kawasaki oraz właściwą aplikacją do paletyzacji zaimplementowaną w kontrolerze robota [8, 9, 11]. Testy praktyczne przeprowadzono w firmie AB Industry w Ożarowie Mazowieckim (rys. 9).



Rys. 9. Testy proponowanej aplikacji w firmie AB Industry

## 5. Podsumowanie

Realizację przedstawionych w artykule rozważań poprzedziła rozmowa z pracownikami firmy ASTOR Sp. z o.o, która jest wyłącznym dystrybutorem robotów Kawasaki na Polskę. W czasie tej rozmowy okazało się, iż istnieje zapotrzebowanie na aplikacje dedykowane konkretnym procesom technologicznym dla robotów Kawasaki. Oprogramowanie takie mogłoby być dołączane do sprzedawanego stanowiska bez dodatkowych kosztów. Inną alternatywą mogłoby być dołączanie środowiska Pc-Roset do programowania robotów w trybie off-line, jednak to rozwiązanie byłoby obciążone dodatkowymi kosztami.

Opracowane oprogramowanie, dzięki życzliwości firmy AB Industry z Ożarowa Mazowieckiego, zostało przetestowane przy wykorzystaniu robota Kawasaki (rys. 9). Zaproponowane rozwiązanie w połączeniu z aplikacją do komunikacji umożliwia zaprogramowanie robota do paletyzacji kartonów w krótkim czasie, w prosty sposób. Przy wykorzystaniu aplikacji do komunikacji z robotami innych producentów (np.: Fanuc, ABB) aplikacja może zostać wykorzystana także do programowania robotów innych marek. Biorąc pod uwagę fakt, że na rynku dostępnych jest niewiele aplikacji tego typu, a roboty przemysłowe są coraz częściej wykorzystywane do procesu paletyzacji w różnych gałęziach przemysłu, aplikacja może znaleźć wielu nabywców, zwłaszcza tam gdzie paletyzacja krótkich serii asortymentu zmusza do częstych zmian w oprogramowaniu robota.

Zaprezentowana aplikacja może być rozbudowana o moduł programowania robota do procesu depaletyzacji, co rozszerzy jej możliwości zastosowania. Można również umieścić w programie zestaw gotowych do wykorzystania schematów ułożenia kartonów na poszczególnych warstwach. Następnym krokiem rozbudowy może być wizualizacja stanu faktycznego procesu paletyzacji na ekranie monitora. Wraz z jego postępowaniem pojawiałyby się na ekranie kolejne kartony uło-

żone na palecie. Ponadto wizualizacja mogłaby zostać przedstawiona na ekranie w przestrzeni trójwymiarowej. Aby ułatwić pracę z aplikacją na linii produkcyjnej, celowe wydaje się umieszczenie panelu dotykowego. Dzięki temu ze stanowiska zostanie wyeliminowana myszka i klawiatura, które w takich warunkach często ulegają zniszczeniu.

Artykuł wpłynął do redakcji 6.08.2009 r. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano w listopadzie 2009 r.

#### LITERATURA

- [1] *AS Language Reference Manual*, Kawasaki Heavy Industries LTD, 2007.
- [2] P. DUTKIEWICZ, W. WRÓBLEWSKI, *Modelowanie i sterowanie robotów*, PWN, Warszawa, 2003.
- [3] M. FLENOV, *C++ Elementarz hakera*, Helion, 2005.
- [4] K. GROHS, *Robotyzacja lekarstwem na kryzys?*, [www.automatykab2b.pl](http://www.automatykab2b.pl)
- [5] J. HONCZARENKO, *Roboty przemysłowe. Elementy i zastosowanie*, WNT, Warszawa, 1992.
- [6] W. KACZMAREK, *Elementy robotyki przemysłowej*, WAT, Warszawa, 2008.
- [7] J. MOŻARYN, Z. PIĄTEK, *Rynek robotyki przemysłowej bez tajemnic*, [www.automatykab2b.pl](http://www.automatykab2b.pl)
- [8] *PC-Roset Ligot — Pierwsze kroki*, ASTOR Sp. z. o.o.
- [9] *Programowanie w języku AS*, ASTOR Sp. z. o.o.
- [10] A. STASIEWICZ, *C++ Builder. Całkiem inny świat*, Helion, 2005.
- [11] *TCP/IP Communication Manual*, Kawasaki Heavy Industries LTD, 2007.
- [12] K. TOMASZEWSKI, *Roboty przemysłowe*, WNT, Warszawa, 1993.

W. KACZMAREK, B. MOTYKA

#### **Project of application supporting configuration of palletization process of packets for Kawasaki industrial robots — user's interface**

**Abstract.** In this paper, the problems of programming industrial robots were presented. The authors proposed user's interface to show the destination of application development. Creating new applications give the possibility of the programming process simplification and programming time reduction.

**Keywords:** user's interface, industrial robots, palletization process, robots programming

**Universal Decimal Classification:** 681.51



## Wprowadzenie do oceny stanu gotowości do pracy i niezawodności użycia fotela katapultowego dla ratowania życia pilota

STANISŁAW SZAJNAR

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki, Instytut Techniki Lotniczej,  
00-908 Warszawa, ul. S. Kaliskiego 2

**Streszczenie.** W artykule przedstawiono zarys metody szacowania prawdopodobieństwa ratowania życia pilota przy pomocy fotela katapultowego w przypadku awarii (uszkodzenia) statku powietrznego. Założono, że efektywne użycie fotela katapultowego zależy głównie od:

- 1) jakości stanu technicznego fotela katapultowego w chwili potrzeby jego wykorzystania (stanu gotowości do użycia);
- 2) niezawodności działania w trakcie jego użycia w warunkach przewidywanych przez producenta do chwili otwarcia spadochronu;
- 3) jakości spadochronu gwarantującego miękkie lądowanie.

Przyjęto, że przez pojęcie jakości fotela katapultowego rozumie się zbiór własności określających stopień zdolności fotela katapultowego do zastosowania go zgodnie z przeznaczeniem.

Przedstawiono opisy prawdopodobieństwa zajścia poszczególnych zdarzeń oraz częstościowy opis gotowości fotela do pracy i realizacji zadania ratowania życia pilota.

**Słowa kluczowe:** mechanika, bezpieczeństwo, katapultowanie, fotel katapultowy

**Symbole UKD:** 629.735.33.067

### 1. Wstęp

Fotele katapultowe będące integralną częścią wojskowych statków powietrznych są złożonym urządzeniem lotniczym przeznaczonym do ratowania życia pilota w przypadku awarii lub celowego, destrukcyjnego działania przeciwnika.

Wymagają one specjalnego traktowania w procesie eksploatacji statków powietrznych, sprowadza się ono do:

- utrzymania ich w odpowiednim stanie gotowości do użycia w przypadku zagrożenia życia pilota;
- utrzymania ich na wysokim poziomie gotowości, tak aby w przypadku ich użycia w czasie awarii statku (zagrożenia życia pilota) umożliwić przeżycie pilotowi.

Efektywne użycie fotela katapultowego zależy głównie od:

- jakości stanu technicznego fotela katapultowego w chwili potrzeby jego wykorzystania (stanu gotowości do użycia);
- niezawodności działania w trakcie jego użycia w warunkach przewidywanych przez producenta do otwarcia spadochronu;
- jakości spadochronu gwarantującego miękkie lądowanie.

Przez pojęcie jakości fotela katapultowego rozumie się zbiór własności określających stopień zdolności fotela katapultowego do zastosowania go zgodnie z przeznaczeniem.

Realizacja zadania przez fotel katapultowy w tym ujęciu związana jest z następującymi zdarzeniami:

**A** — zdarzenie, że fotel katapultowy zamontowany na statku powietrznym nie ma uszkodzeń w chwili potrzeby jego użycia (czyli jest w stanie gotowości);

**B** — zdarzenie polegające na tym, że fotel katapultowy będzie pracował bez uszkodzeń w czasie katapultowania i w wyniku tego działania pilot wraz z fotelem znajdzie się w odpowiedniej odległości (bezpiecznej) od uszkodzonego statku powietrznego;

**C** — zdarzenie polegające na tym, że zadziała spadochron (rozwinie się główny spadochron ratunkowy) i umożliwi łagodne lądowanie pilotowi.

Fotel wykona zadanie, jeżeli w procesie katapultowania wystąpią wszystkie wyznaczone zdarzenia.

Miarą skutecznego katapultowania jest prawdopodobieństwo wykonania zadania i określić je można następująco:

$$P_{KS} = P(A) \cdot P(B/A) \cdot P(C/A \cap B), \quad (1)$$

gdzie:  $P_{KS}$  — prawdopodobieństwo skutecznego katapultowania;  
 $P(A)$  — prawdopodobieństwo zajścia zdarzenia A — fotel katapultowy jest gotowy do działania w przypadku zagrożenia;  
 $P(B/A)$  — warunkowe prawdopodobieństwo zajścia zdarzenia B pod warunkiem zajścia zdarzenia A. Wzór obliczeniowy przyjmuje postać:

$$P(B/A) = \frac{P(A \cap B)}{P(A)}; \quad (2)$$

$P(C/A \cap B)$  — warunkowe prawdopodobieństwo zdarzenia C (łagodne lądowanie pilota) pod warunkiem zajścia zdarzenia A i B.

Wzór obliczeniowy przyjmuje postać:

$$P(C/A \cap B) = \frac{P(A \cap B \cap C)}{P(A \cap B)}. \quad (3)$$

Podstawiając (2) i (3) do (1), otrzymujemy:

$$P_{ks} = P(A) \cdot \frac{P(A \cap B)}{P(A)} \cdot \frac{P(A \cap B \cap C)}{P(A \cap B)} = P(A \cap B \cap C). \quad (4)$$

Naszym zadaniem będzie więc określenie wyżej wymienionych prawdopodobieństw.

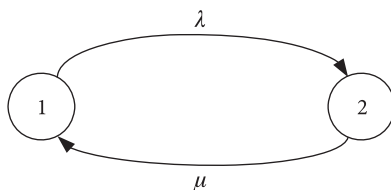
## 2. Wyznaczenie prawdopodobieństwa gotowości fotela do pracy (użycia)

Stan gotowości fotela katapultowego podlega odpowiedniej kontroli, polegającej na sprawdzeniu, czy parametry diagnostyczne posiadają odpowiednie wartości. W przypadku odstępstwa od wymagań fotel jest naprawiany.

Można więc wyznaczyć stan gotowości fotela do użycia (przygotowany do lotu statku powietrznego), gdy wszystkie parametry diagnostyczne co do wartości spełniają obowiązujące wymagania, oraz stan niegotowości, gdy wymagania nie są spełnione. W przypadku nieprzygotowania fotela do pracy podlega on naprawie.

Schemat utrzymania stanu gotowości fotela do pracy przedstawiony jest na rysunku 1.

Niech  $P_1(t)$  oznacza prawdopodobieństwo przebywania fotela katapultowego w stanie „1”, zaś  $P_2(t) = 1 - P_1(t)$  prawdopodobieństwo przebywania fotela w stanie „2”. Czas  $t$  jest czasem znajdowania się fotela w czasie eksploatacji (czyli staż fotela).



Rys. 1. Schemat utrzymania stanu gotowości fotela w procesie eksploatacji wojskowych statków powietrznych, gdzie: 1 — stan gotowości fotela; 2 — stan niegotowości fotela;  $\lambda$  — intensywność utraty stanu gotowości fotela;  $\mu$  — intensywność przywracania stanu gotowości fotela (naprawy)

Prawdziwe jest następujące równanie stanu:

$$P_1(t + \Delta t) = [1 - \lambda\Delta t] P_1(t) + \mu\Delta t P_2(t) + 0(\Delta t), \quad (5)$$

gdzie:  $\lambda\Delta t \leq 1$  — prawdopodobieństwo utraty stanu gotowości w przedziale czasu  $\Delta t$ ;  
 $[1 - \lambda\Delta t]$  — prawdopodobieństwo nienastąpienia stanu gotowości fotela w przedziale czasu o długości  $\Delta t$ ;  
 $\mu\Delta t$  — prawdopodobieństwo przywrócenia stanu gotowości w przedziale czasu o długości  $\Delta t$ ;  
 $0(\Delta t)$  — mała wielkość rzędu wyższego.

Po podzieleniu obu stron równania (5) przez  $\Delta t$  i uporządkowaniu zapisu i po przejściu do granicy  $\Delta t \rightarrow 0$ , otrzymujemy następujące równanie różniczkowe:

$$P_1'(t) = -\lambda P_1(t) + \mu P_2(t). \quad (6)$$

Podstawiając w równaniu (6) za  $P_2(t) = 1 - P_1(t)$ , otrzymujemy równanie:

$$P_1'(t) + (\lambda + \mu)P_1(t) = \mu. \quad (7)$$

Rozwiązanie równania (7) jest poszukiwanym prawdopodobieństwem przebywania fotela w stanie gotowości. Postać wzoru jest następująca:

$$P_1(t) = P(A) = \frac{\mu + \lambda e^{-(\lambda+\mu)t}}{\mu + \lambda}. \quad (8)$$

Przy  $t \rightarrow \infty$  otrzymujemy stacjonarną wartość prawdopodobieństwa przebywania fotela w stanie gotowości:

$$P(A) = K_g = \frac{\mu}{\lambda + \mu}, \quad (9)$$

gdzie:  $K_g$  — współczynnik gotowości określany jako prawdopodobieństwo przebywania fotela w stanie gotowości.

Dla rozkładu wykładniczego można napisać:

$$\lambda = \frac{1}{T_1}, \quad \mu = \frac{1}{T_2}, \quad (10)$$

gdzie:  $T_1$  — wartość średnia czasu przebywania fotela w stanie gotowości;  
 $T_2$  — wartość średnia czasu przebywania fotela w stanie niegotowości.

Stąd:

$$P(A) = \frac{\frac{1}{T_2}}{\frac{1}{T_1} + \frac{1}{T_2}} = \frac{T_1}{T_1 + T_2}. \quad (11)$$

Gdy średni czas napraw fotela będzie mały, to zależność (11) można oszacować zależnością:

$$P(A) \approx \frac{T_1}{T_2} \approx 1. \quad (12)$$

### 3. Określenie prawdopodobieństwa zdarzenia $P(B/A)$

Jeżeli zdarzenie A zostało spełnione, to powstaje szansa zajścia zdarzenia B. Zdarzenie B będzie polegało na tym, że fotel będzie pracował bez uszkodzeń w pewnym przedziale czasu i w wyniku tego pilot znajdzie się w bezpiecznej odległości od uszkodzonego statku powietrznego, zapewniając wykonanie następnego etapu, tj. otwarcia spadochronu.

Zdarzenie B polega na wykonaniu następujących czynności:

- zadziałanie układów mocujących pilota do fotela,
- usunięcie wiatrochronu (owiewki),
- zadziałanie układu (układów) napędowego fotela,
- zadziałanie układu stabilizacji na torze lotu fotela,
- odblokowanie układów mocujących pilota do fotela,
- oddzielenie pilota od fotela.

W wyniku zajścia wyżej wymienionych czynności pilot znajdzie się w bezpiecznej odległości od uszkodzonego statku powietrznego w odpowiednim czasie.

Zdarzenie B będzie polegało na tym, że wszystkie wymienione czynności wykonane będą bez uszkodzenia w pewnym przyjętym czasie zwanym czasem katapultowania.

Dla określenia tego prawdopodobieństwa posłużymy się intensywnością uszkodzeń:

$$\chi(z) = \lim_{\Delta z \rightarrow 0} \frac{P(z < Z \leq z + \Delta z / z < Z)}{\Delta z}, \quad (13)$$

gdzie:  $Z$  — zmienna losowa czasu do uszkodzenia podczas katapultowania (w trakcie realizacji zdarzenia B);  
 $z$  — wartość bieżąca czasu katapultowania;

$P(z < Z \leq z + \Delta z / z < Z)$  — warunkowe prawdopodobieństwo powstania uszkodzenia w przedziale czasu  $z < Z < Z + \Delta z$ , pod warunkiem że zmienna losowa  $Z$  jest większa od  $z$ , tj.  $Z > z$ ;  
 $\Delta z$  — przyrost czasu katapultowania.

Warunkowe prawdopodobieństwo można przedstawić w postaci:

$$P(z < Z < z + \Delta z / Z > z) = \frac{P(z < Z < z + \Delta z)}{P(Z > z)}. \quad (14)$$

Podstawiając (14) do (13), otrzymujemy:

$$\chi(Z) = \lim_{\Delta z \rightarrow 0} \frac{P(z < Z < z + \Delta z)}{\Delta z P(Z > z)}. \quad (15)$$

W zależności (15) po przejściu do granicy  $\Delta z \rightarrow 0$  otrzymujemy:

$$\chi(z) \approx \frac{f(z)}{R(z)} = \frac{-R'(z)}{R(z)}. \quad (16)$$

Stąd otrzymujemy następujące równanie różniczkowe:

$$R'(z) + \chi(z)R(z) = 0. \quad (17)$$

Równanie (17) dla warunku początkowego  $R(z=0) = 1$  ma następujące rozwiązanie. Ponieważ warunek początkowy zakłada, że zostało wykonane zdarzenie B, więc:

$$R(z) = e^{-\int_0^z \chi(z) dz}, \quad (18)$$

gdzie:  $R(z)$  — prawdopodobieństwo wykonania zdarzenia B w przedziale czasu  $(0, z)$ .

Przyjmując, że czas wykonania zdarzenia B wynosi  $z = Z_k$  oraz że intensywność możliwości uszkodzenia (czyli niewykonania zdarzenia B) jest stała  $\chi^*$ , mamy:

$$P(B/A) = R_{Z_k} = e^{-\chi^* Z_k}. \quad (19)$$

Prawdopodobieństwo nieudanego katapultowania w przedziale czasu  $(0, Z_k)$  będzie:

$$Q_{Z_k} = 1 - e^{-\chi^* Z_k}. \quad (20)$$

Zależność (20) określa prawdopodobieństwo nieudanego katapultowania ograniczonego do zdarzenia B.

#### 4. Określenie prawdopodobieństwa zdarzenia C pod warunkiem zajścia zdarzenia A i B

Jeżeli zaszło zdarzenie A i następnie zdarzenie B, to wówczas stworzone są warunki, aby zrealizować zdarzenie C, tzn. spadochron otworzył się w bezpiecznej odległości od uszkodzonego statku i w wyniku tego procesu nastąpiło miękkie lądowanie pilota.

Zdarzenie C polega na wykonaniu następujących czynności:

- oddalenie się pilota od fotela, aby nie doszło do kolizji z rozwijanym spadochronem,
- zdjęcie pokrowca z upakowanego spadochronu,
- rozwinięcie się czaszy spadochronu,
- wyhamowanie prędkości opadania pilota na spadochronie.

W związku z powyższym wydaje się, że dla spadochronu (zdarzenia C) możemy zastosować ten sam sposób postępowania jak dla realizacji zdarzenia B.

Stąd prawdopodobieństwo  $P(C/A \cap B)$  możemy oszacować zależnością:

$$P(C/A \cap B) = e^{-\hat{\lambda} \hat{z}_s}, \quad (21)$$

gdzie:  $\hat{\lambda}$  — intensywność uszkodzenia (zakłócenia) procesu pracy spadochronu;  
 $\hat{z}_s$  — czas trwania procesu związanego z wykorzystaniem spadochronu.

Łączny czas katapultowania będzie wynosił:

$$\tau = Z_k + \hat{z}_s, \quad (22)$$

gdzie:  $\tau$  — czas katapultowania (zmienna losowa).

Wykorzystując otrzymane dotychczas cząstkowe zależności, można napisać zależność (1) w postaci:

$$P_{KS} = \frac{T_1}{T_1 + T_2} e^{-\chi^* Z_k} e^{-\hat{\lambda} \hat{z}_s}. \quad (23)$$

Jeżeli prawdopodobieństwo utrzymania fotela w stanie gotowości na poziomie  $P(A) = 1$ , to zależność (23) przyjmuje postać:

$$\hat{P}_{KS} = e^{-(\hat{\chi}^2 Z_k + \hat{\lambda} \hat{z}_s)}. \quad (24)$$

## 5. Częstościowy opis gotowości fotela do pracy i realizacji zadania ratowania życia pilota

Miarą skuteczności katapultowania określono zależność (1) o postaci:

$$P_{KS} = P(A) \cdot P(B/A) P(C/A \cap B).$$

Prawdopodobieństwo zajścia zdarzeń A, B i C można określić na podstawie częstości występowania tych zdarzeń przy dużej liczbie doświadczeń.

Niech  $n$  będzie liczbą statków powietrznych (na których znajdują się fotele katapultowe), które znalazły się w takiej sytuacji, że pilot zmuszony był do katapultowania.

Przed rozpoczęciem katapultowania  $m$  spośród  $n$  foteli okazało się sprawnych i można było przystąpić do katapultowania. Czyli prawdopodobieństwo gotowości fotela  $P(A)$  można oszacować:

$$P(A) = \frac{m}{n}. \quad (25)$$

Następnie okazało się, że z  $m$  foteli katapultowych tylko  $k$  wykonało zadanie (zostały wykonane czynności przewidziane do realizacji w zdarzeniu B).

Stąd prawdopodobieństwo  $P(B/A)$  można oszacować w postaci:

$$P(B/A) = \frac{k}{m}. \quad (26)$$

Z  $k$  foteli, które zrealizowały zdarzenie B, tylko w  $q$  wystąpiła prawidłowa praca spadochronu, czyli zostało wykonane zdarzenie C. Stąd:

$$P(C/A \cap B) = \frac{q}{k}. \quad (27)$$

Uwzględniając powyższe, to prawdopodobieństwo tego, że  $n$  foteli (użytych na statkach powietrznych) wykona zadanie, będzie można napisać w postaci:

$$P_{KS} = \frac{m}{n} \cdot \frac{k}{m} \cdot \frac{q}{k} = \frac{q}{n}, \quad (28)$$

gdzie:  $n \geq m \geq k \geq q$ .

Przeważnie w warunkach działań zbrojnych występuje deficyt czasu na przygotowanie sprzętu do lotu.

W tym przypadku do oceny skuteczności działania fotela trzeba użyć zależności (28).

Aby zwiększyć prawdopodobieństwo należytego działania należy nie dopuścić do tego, aby  $P(A)$  było mniejsze od jedności (czyli dostarczać na samolot w pełni sprawne fotele). W tym przypadku wzór (28) przyjmuje postać:

$$P'_{KS} = \frac{k}{m} \cdot \frac{q}{k} = \frac{q}{m}, \quad (29)$$

gdzie:  $P'_{KS} \geq P_{KS}$ .

Dla tak określonego prawdopodobieństwa należy jeszcze określić wartość średnią i wariancję.

## 6. Podsumowanie

W niniejszym opracowaniu przedstawiono zarys metody szacowania prawdopodobieństwa ratowania życia pilota przy pomocy fotela katapultowego w przypadku awarii (uszkodzenia) statku powietrznego. Przedstawione zależności wymagają dalszego analizowania przedstawionego zapisu w celu doskonalenia otrzymanych zależności. Fotel katapultowy jest systemem do awaryjnego stosowania tylko wtedy, gdy innych rozsądnych możliwości nie ma.

Bezpieczeństwo pilota w czasie lotu statku powietrznego zależy od niezawodności samego statku oraz fotela katapultowego.

Statek powietrzny i fotel pod względem niezawodnościowym tworzą strukturę równoległą. Wzór obliczeniowy bezpieczeństwa pilota można w tym przypadku przedstawić następująco:

$$P_{BP} = R_t(\tau) + (1 - R_t(\tau)) \cdot P_{KS}, \quad (30)$$

gdzie:  $P_{BP}$  — prawdopodobieństwo tego, że w pojedynczym wylocie pilot w przypadku awarii przeżyje;

$R_t(\tau)$  — prawdopodobieństwo niezawodnej pracy statku w czasie trwania lotu o długości  $\tau$ ;

$P_{KS}$  — prawdopodobieństwo udanego katapultowania określone zależnościami (24) lub (29).

## LITERATURA

- [1] H. TOMASZEK, S. STĘPIEŃ, *Probabilistyczna metoda opisu wzrostu pęknięcia i oceny trwałości elementów mechanicznych w ujęciu dwuwymiarowym*, Zagadnienia Eksploatacji Maszyn, 1, 129, 2002.
- [2] H. TOMASZEK, S. STĘPIEŃ, *Zarys metody oceny niezawodności wybranej klasy lotniczych obiektów technicznych na podstawie informacji diagnostycznych*, Zagadnienia Eksploatacji Maszyn, 2, 130, 2002.
- [3] H. TOMASZEK, S. STĘPIEŃ, *Zarys metody prognozy trwałości resztkowej wybranych typów obiektów lotniczych eksploatowanych zgodnie ze strategią według stanu technicznego*, Zagadnienia Eksploatacji Maszyn, 1, 137, 2004.
- [4] H. TOMASZEK, L. LOROCH, M. JASZTAŁ, *Modele powstawania uszkodzeń katastroficznych w urządzeniach lotniczych*, Problemy eksploatacji, 3, 2005, 193-202.
- [5] H. TOMASZEK, A. SKOMRA, S. STĘPIEŃ, *Zarys metody określania niezawodności wybranych systemów kierowania rakiet lotniczych*, Zagadnienia Eksploatacji Maszyn, 2, 142, 2005.
- [6] L. ŚNIEŻEK, S. STĘPIEŃ, P. KULEC, *A probabilistically approached forecast of the fatigue life of notched members*, Technical Science, 9, 2006.
- [7] H. TOMASZEK, R. SZCZEPANIK, M. JASZTAŁ, *Zarys metody określania rozkładu czasu narastania pęknięcia elementu do wartości granicznej w warunkach zmęczenia w procesie eksploatacji statku powietrznego*, Zagadnienia Eksploatacji Maszyn, vol. 41, 3, 147, 2006, 81-89.
- [8] H. TOMASZEK, J. ŻUREK, M. JASZTAŁ, *A method of estimating the risk of a catastrophic failure to engine's rotating members as related to fatigue — an outline*, Journal of KONES Powertrain and Transport, 14, 2, Warszawa, 2007, 505-511.
- [9] H. TOMASZEK, J. ŻUREK, M. JASZTAŁ, *Prognozowanie uszkodzeń zagrażających bezpieczeństwu lotów statków powietrznych*, Wydawnictwo Naukowe ITE, Radom, 2008.
- [10] S. SZAJNAR, M. WOJTKOWIAK, *Problemy bezpieczeństwa załogi statku powietrznego w sytuacjach awaryjnych*, Wydawnictwo BIL-GRAF, Warszawa, 1999.

S. SZAJNAR

### Introduction to readiness state assessment and reliability of ejection seat used for pilot life rescue

**Abstract.** The outline of the assessment of probability pilot life rescue with ejection seat used during aircraft failure (damage) has been presented in this paper.

Author assumed that effective use of ejection seat depends on:

- 1) technical state of ejection seat at the instant of its use (readiness state);
- 2) reliability of using under manufacturer conditions before parachute opening;
- 3) quality of parachute ensuring soft landing.

Author assumed that quality of parachute was a set of properties determining the degree of ability to use it in accordance with its designation.

The paper presents description of the probability of taking place events and ejection seat readiness rate description and realization of pilot life rescue.

**Keywords:** mechanics, safety, ejection, ejection seat

**Universal Decimal Classification:** 629.735.33.067



## Electro-optical passive sniper detection — conception and system overview

MARIUSZ KASTEK, RAFAŁ DULSKI, PIOTR TRZASKAWKA

Military University of Technology, Institute of Optoelectronics,  
00-908 Warsaw, 2 Kaliskiego Str.

**Abstract.** The paper presents modern sensor systems for sniper detection. Among such systems there are active and passive optoelectronic devices. Its primary advantage is the possibility of early recognition of the threat, before the sniper is able to take the shot. Presented passive systems employ thermal cameras and advanced image processing algorithms to distinguish the sniper and muzzle blast signatures. Active systems, in turn, rely on the detection of laser radiation, retro reflected from pointed optics (optical sights and observation scopes). The paper presents basic technical and tactical characteristics of sniper detection devices, both standalone and included in multi-sensor detection systems.

**Keywords:** sniper detection, muzzle flash detection, infrared detection

**Universal Decimal Classification:** 621.38:537.533

### 1. Introduction

Sniper detectors are still a work in progress. The acoustic detectors have had the most success, and over 500 of them have been shipped to Iraq and Afghanistan. Sniper detection systems provide directional information about where the snipers are. Several generations of these systems have showed up over the last three years. The usefulness of these anti-sniper systems has increased as the manufacturers have decreased the number of false alarms and improved the user interface. There are other reasons for all this progress, including major advances in computing power, sensor quality and software development. The modern, improved systems provide nearly instant and easy to comprehend info on the sniper location.

The primary phenomena used in sniper detection are: acoustic signal from the shockwave generated by a supersonic bullet and the muzzle blast, optical signal from the muzzle flash, and retro-reflection from the optical sight. The bullet can also be detected optically in flight. Here, the muzzle flash will be discussed. This type of sensor can also provide both cueing of other sensors and substantially reducing the false alarm rate. The flash image can also be shown to an operator for inspection.

The most important aspect of counter-sniper actions is the ability to detect the sniper before he could take a shot. Such task can be accomplished by passive and active optoelectronic sensors. The former are usually thermal systems with search and track capabilities, whereas the latter are laser systems which detect reflections from optical sights. The advanced methods of analysis of reflected laser radiation can distinguish objects of interest from the reflecting elements of scenery, like windows and car headlamps.

## **2. Shot phenomena**

The phenomena detected in IR spectra are muzzle flash and thermal signature of the bullet in flight. Muzzle flash is an IR signature associated with the ejection of the bullet from the sniper's rifle. The muzzle flash can be detected with IR sensors out to a kilometre or more, but the sensors must have line of sight to the weapon, and the flash can be suppressed. The thermal signature of the bullet in flight can be detected with IR sensors out to several kilometres in range. Since the bullet is much hotter than "room temperature", it is detected most effectively in the medium-wave infrared (MWIR) band, with wavelength between 3 and 5  $\mu\text{m}$ . However, long-wave infrared (LWIR)-based systems operating in the wavelength band between 8 and 10  $\mu\text{m}$  can also detect such signatures. The object of detecting signatures of the bullet in flight is to estimate the bullet's trajectory and backtrack it to find the location of the sniper [1, 2].

The flash spectrum varies with the chemical reactions but consists generally of a continuum and various line and band spectra. Line spectra in the visible and near infrared are often caused by sodium and potassium, parts of the flash suppressants. Band spectra are observed in the short and mid wave infrared spectral region due to hot water vapour and heated carbon dioxide. The gas leaving the combustion area is still hot and stays for a time much longer than the flash duration. This radiation can be detected in the thermal spectral region and does not require the same temporal resolution.

Visual image intensifiers and vision sensors are dependent on ambient illumination for signature generation. They depend both on a reflectance difference between the target and the background to create contrast and on the availability of sufficient reflected ambient illumination to create an adequate signal level. Given

adequate illumination, visible and near-infrared signatures ultimately depend on the spectral reflectivity differences between the target and the background in the sensor response band. Visual sensor can use photopic colour differences as a discriminant. Image intensifiers extend the visual spectrum out to approximately  $0.9 \mu\text{m}$  or into the near infrared. Using silicon detectors the sensitivity can be extended out to approximately  $1.1 \mu\text{m}$ . These near IR sensors can exploit the high reflectivity of live foliage and the low reflectivity of conventional paints to see a large negative contrast difference between the target and its background. Figures 1 and 2 present sample sniper pictures registered in visible and IR spectra during field tests at the Military University of Technology.



Fig. 1. Sniper images registered by a visible camera



Fig. 2. Thermal sniper signatures recorded before and during shooting

The development of optical system designed for sniper detection concentrates on several aspects. They are: design of optics, new types of sensors, and signal processing methods. As far as infrared detection of explosive event (i.e. muzzle flash) is concerned, the optimal wavelength range, covering sniper fire, mortar fire and rocket propelled grenades (RPGs) lies between two spectral bands, one centred at  $2.8 \mu\text{m}$  and one at  $4.5 \mu\text{m}$ . Therefore, the mid-IR range (MWIR) is commonly chosen, which means that a sniper detection system operating in the  $3$  to  $5 \mu\text{m}$  wavelength range must deal with the potential problem of false alarms from solar clutter. The detection of muzzle flash requires fast reaction times and scanning rate.

After taking position, the sniper usually fires one shot at selected target. The shot generates muzzle flash and shock wave (muzzle blast). First phenomenon can be detected in various spectral ranges: UV, visual, and IR. The muzzle flash is a result from a sequence of events in which overexpansion of muzzle gases causes the formation of a normal shock wave. Studying muzzle events associated with formation of weapon flash, phases of flash can be determined: primary flash, pre-flash, intermediate flash, muzzle glow and secondary flash (Fig. 3) [3, 4, 5]. Primary flash it is a small zone immediately adjacent to muzzle of the gun being simply an extension of the flash inside the barrel. It may exist before or after projectile emergence or at both times depending upon whether an appreciable amount of leakage of the propellant gases around the projectile occurs. It may be a white flash indicating actual burning or it may be a reddish glow due to incandescent solids being present in a hot compressed volume of gas. A low-pressure burning of gases which have leaked around the projectile before its emergence from the barrel — it is starting pre-flash. The combustion is supported by oxygen within the barrel before a round is fired. While pre-flash is initiated before projectile emergence, its duration may vary considerably — depending upon the amount of gas leakage and the resulting temperature and pressure of the gases responsible for pre-flash. When started intermediate flash, usually triangular-shaped incandescent zone can be seen that appears approximately 20 calibres ahead of a muzzle. The base of the triangular zone coincides with the strong shock front forming nearly the flat

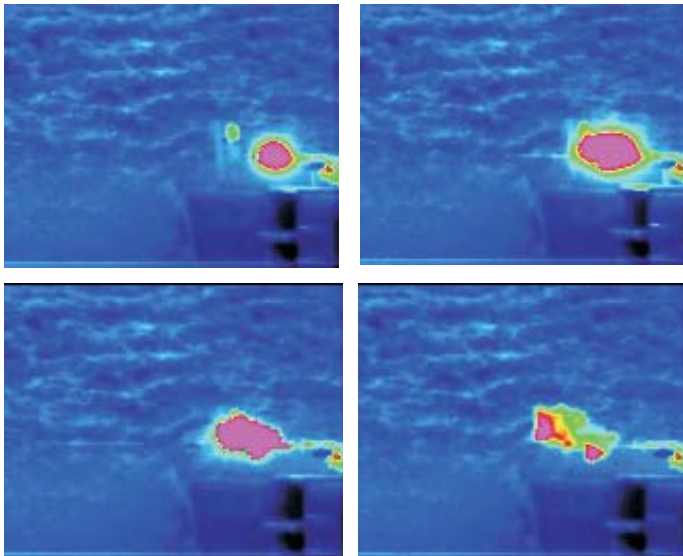


Fig. 3. The phases of muzzle flash (AK47, cal. 7.62 mm — the measurements registered during field tests at the Military University of Technology)

forward boundary of the shock bottle, the apex of the triangle points away from gun. The colour of this flash is usually red or reddish-orange and the temperature is roughly 1200 K to 1500 K. This is to be contrasted with secondary flash which appears as a bright-yellow flash with a temperature of approximately 2200 K.

An illumination of the zone enclosed by the shock bottle is a muzzle glow phase. This zone extends from the muzzle to the shock front responsible for intermediate flash and has lateral boundaries coincident with the shock bottle. This is a very weak, rarely observed flash. A large voluminous flash which is initiated in or near the intermediate flash region and spreads in all directions is the secondary flash. This flash is a low-pressure burning of combustible gases which have issued from the muzzle of the gun and mixed with atmospheric air [4].

The phases of a shot event with corresponding temperature changes have been shown above in Fig. 4. The analysis of the shot detection in different spectral bands revealed, that very little information is available on the ultraviolet radiation of gun flash. It was found that possibly only in 404.4-404.7 nm range, the strong line of atomic potassium can be detected by UV sensor. However, during both computer simulations and real measurements no UV radiation was detected during shot recordings from various types of weapons (the experiment details are presented below). The spectral shot characteristics presented in Fig. 4 clearly indicate that most of the muzzle flash energy falls into near infrared range, which is decisive for shot detection. Muzzle flashes generally peak in the 2.5-3.5  $\mu\text{m}$  region ( $\text{H}_2\text{O}$ ) following 800-1400 K blackbody curves corresponding to water vapour lines and have other peaks at 2 microns and 4.7 microns. As the target range increases, the radiances in the 1.7-2  $\mu\text{m}$ , the 2.4-3.4  $\mu\text{m}$ , and 4.0-4.5  $\mu\text{m}$  range decrease rapidly [4, 5, 6].

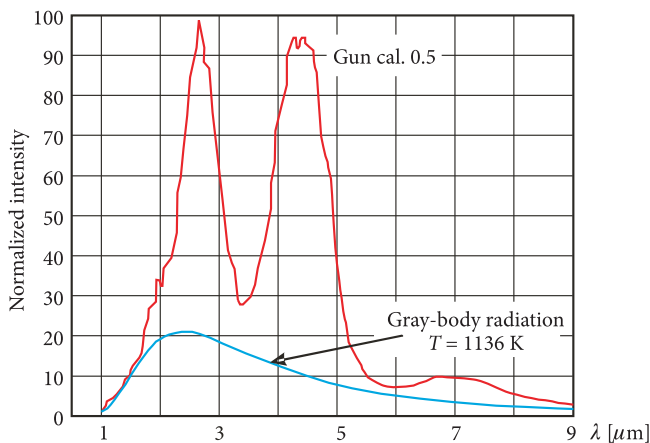


Fig. 4. The spectral distribution of infrared radiation from secondary flash (caliber 0.50, gun barrel length 36 inches) [4]

### 3. Laboratory measurements of shot signatures

Laboratory test measurements were carried out in order to determine reference temperature distribution associated with the shot event. MUT has specialized laboratory facility (Fig. 5) for the recording of rapid processes accompanying the shot from weapons up to 0.50-calibre. The recordings in wide spectral area can be performed as well as the measurement of other parameters, projectile velocity included. The measurements and recordings were carried out in visual, MWIR, and LWIR ranges. The main objective of the laboratory tests was to gather data for the determination of the discriminative features of thermal signatures of the shot without the disturbing effects of atmospheric influence. The objective of the field tests was the same as at laboratory tests but in the real environment.

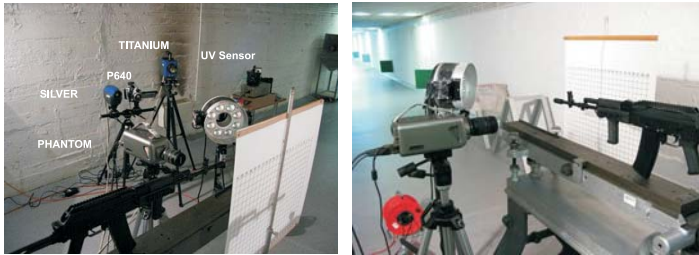


Fig. 5. The laboratory stands for the measurement of the shot signatures

The recordings of sample thermal images were performed in the MWIR and LWIR ranges at a laboratory test stand. The thermal cameras operating in ranges 3.7-4.8  $\mu\text{m}$  and 7.5-13  $\mu\text{m}$  and a super-fast visible camera were used for the recording of shot images, which made it possible to observe wavelength-dependent differences.

Four measurement devices were used:

- IR camera SILVER (Flir Systems — Cedip) 3.7-4.8  $\mu\text{m}$ ;
- IR camera TITANIUM (Flir Systems — Cedip) 7.5-11.5  $\mu\text{m}$ ;
- IR camera P640 (Flir Systems) 7.5-13  $\mu\text{m}$ ;
- VIS camera Phantom 0.8-0.9  $\mu\text{m}$ .

Two different weapon calibres were tested:

- cal. 5.56 mm — Beryl assault rifle;
- cal. 7.62 mm — AK 47, SVD.

The laboratory measurements were performed in two stages. During the first stage, the shots were registered from 1 meter distance at an angle of 90 degrees, with frame rates up to 870 Hz. Shots were repeated in 3-minute intervals. The shooting were registered by all infrared cameras, positioned accordingly to view approximately the same measurement area. In the second stage, the measurement distance was 10 meters and an angle between cameras and gun barrel was 25 degrees. Again,

the shots were repeated in 3-minute intervals and the shooting were registered by all infrared cameras. The frame rates were up to 700 Hz.

#### 4. Field measurements of sniper and shot signatures

The field tests were performed in order to determine the temperature distributions before, during, and after the shot. The test location on the MUT shooting range made it possible to perform the measurements in the “real” environment, under different weather conditions (Fig. 6). Weapons up to 7.62 mm calibre were tested on the range and various types of recording devices were used, like MWIR and LWIR cameras and fast visual cameras. The measurement methods used during the recordings and sample results are presented. The main objective of the field tests was to gather data for the determination of the discriminative features of thermal signatures (Fig. 7). The recordings of sample thermal images were performed in the short and long wave range of infrared spectrum for different weather conditions. The devices used for the recording of thermal images were operating in ranges 3.7-4.8  $\mu\text{m}$  and 7.5-13  $\mu\text{m}$ . During the measurements, the sniper fired single shots in 1-minute interval. The frame rates were changed from 100 Hz up to 870 Hz.



Fig. 6. The infrared cameras during the measurement at ground test field (a); sniper prepared to shoot (b); ALTAIR software for the analysis of IR images (c)

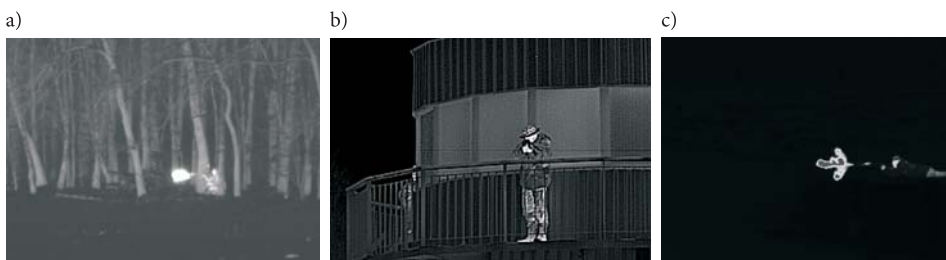


Fig. 7. The sniper shot at ground test field (a); sniper at terrace of a building (b); rifle shot SVD cal. 7.62 mm (c)

The distance between an object and the measuring devices was 30 meters and the recordings were taken at an angle of approximately 45 degrees.

During the field tests, there were also measurement performed, in which the angle between gun barrel and camera line-of-sight was only 10°. As a result, the recordings show the shot aimed nearly at the measurement cameras and thorough analysis is possible of the temperature changes during all stages of sniper activity: before, during, and after the shot.

During measurement sessions at MUT shooting range, the shot signatures were recorded to extract characteristic features suitable for sniper detection. Several continuous recordings were performed at different frame rates (from 100 to 630 fps) and different integration times of camera detectors. Such wide variety of recording parameters will allow further analysis and optimal choice of device parameters for successful sniper shot detection. Recorded shot sequences were compared during subsequent analysis and further optimization of parameters was possible. Finally, recorded data were catalogued, included in the database and the appropriate documentation was worked out. The temperature histograms for the selected areas were calculated for the quantitative analysis of infrared emission. The sizes of the areas of uniform temperature were calculated by counting the corresponding number of pixels and using the geometric relations between the angular dimension of a single pixel and the distance to object [7, 8]. The histograms were calculated on the basis of the whole target area and representative part of surrounding background. The thermal images were converted, for the need of numerical calculations, into matrixes of irradiance at the detector plane. As a result, object thermal signatures were obtained. The temperature changes versus time were also calculated, which gives additional information about sniper signature before, during, and after shooting. The gathered data will be utilized during the design of multispectral sniper detection system [9].

Apart from shot recordings, the thermal signatures of the sniper and background before the shot were also registered. It was intended to obtain specific sniper body signatures and to determine the parameters suitable as criteria for sniper detection before the shot by IR devices. The sniper detection before the shot is most important in counter-sniper actions regardless of detection devices used. The recordings were performed in forested area, open terrain and urban area, with sniper hidden inside a building.

## **5. Analysis of the measurement data**

Laboratory measurements were aimed at recording the signatures of particular phases of a shot in a controlled environment (Fig. 8). Analyses of those signatures make it possible to determine temperature changes during the whole muzzle flash

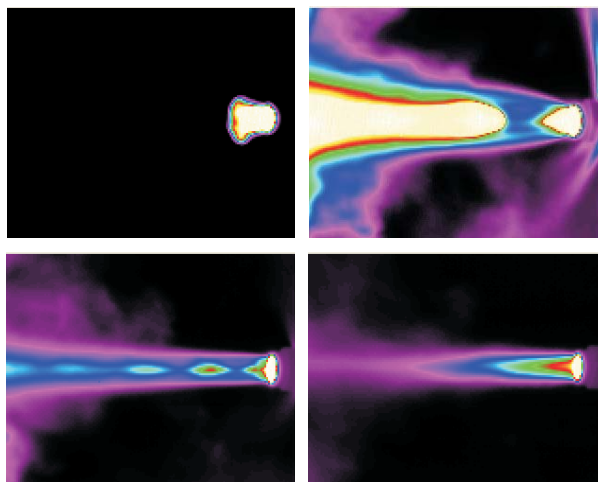


Fig. 8. The phases of muzzle flash registered during laboratory test (Beryl assault rifle, cal. 5.56 mm)

event. Additional recordings were also made using ultra-fast Phantom camera and UV sensor, to investigate the possibility of shot detection in visual and UV spectral bands and to analyze chemical composition of a gas cloud [10].

All field tests were performed in winter season and such parameters as distance, ambient temperature, wind speed, atmospheric pressure, and humidity were monitored. The recordings for different weapons were made at the same time to obtain comparable results in similar weather conditions. The results of registrations were evaluated using the ALTAIR and ThermoCAM RESEARCHER Pro software.

The first stage of measurement data analysis concerned the signatures recorded during laboratory tests. During the recording session, several shot signatures were registered to obtain broad range of measurement data. Analysis was mainly focused on temperature changes throughout the muzzle flash. An example is shown in Fig. 9, where the thermal image is presented and corresponding temperature values at the selected point are shown in the consecutive frames recorded during the shot.

Both thermal cameras (Silver and Titanium) were set at maximum frame rate of 630 Hz. In this case, several frames could be recorded during muzzle flash duration and sufficient amount of data was obtained for further analysis of temperature changes during shot.

In the next phase of data analysis, the temperature parameters were to be determined, characteristic for different stages of sniper activity. Figure 10 shows sample signatures before, during, and after the shot with distinguished areas (1— sniper body and weapon, 2 — close neighbourhood), for which temperature analysis was performed. The corresponding results, summarized in Table 1 show temperature values and statistical parameters obtained for all defined stages of sniper activity.

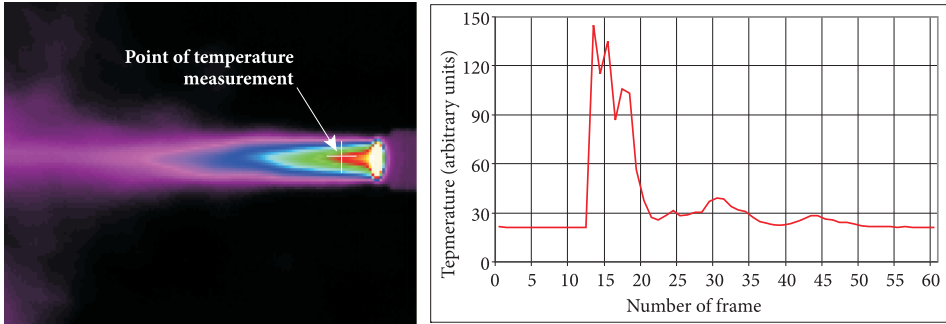


Fig. 9. The analysis of temperature changes during the shot (Beryl assault rifle, cal. 5.56 mm)

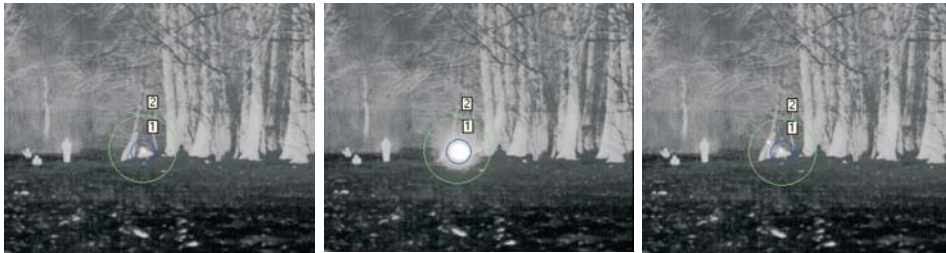


Fig. 10. The sniper signatures registered during field tests

TABLE 1

The results of temperature analysis during phase of sniper activities

Activities of sniper	Before shot		During shot		After shot	
	1	2	1	2	1	2
Min (°C)	-1.52	-1.88	2.69	-1.52	-1.54	-1.93
Max (°C)	12.93	12.93	58.12	58.12	12.58	16.43
Mean (°C)	0.42	-0.35	20.00	3.04	0.35	-0.36
Std-Dev (°C)	2.16	1.29	18.06	9.49	2.16	1.45

Figure 11 shows temperature change recorded during shot in both analyzed areas. The shot was recorded using Silver thermal camera with frame rate set at 383 fps. The recorded shot lasted 8 consecutive frames and temperature changes can be easily observed, including the effect of hot cartridge case ejected from the weapon. This example shows that shot detection capabilities of a thermal camera and the real SNR ratio is high enough to assure sniper detection.

In the last part of data analysis, the thermal shot signatures recorded for different weapons were compared. It was an attempt to classify the weapon type

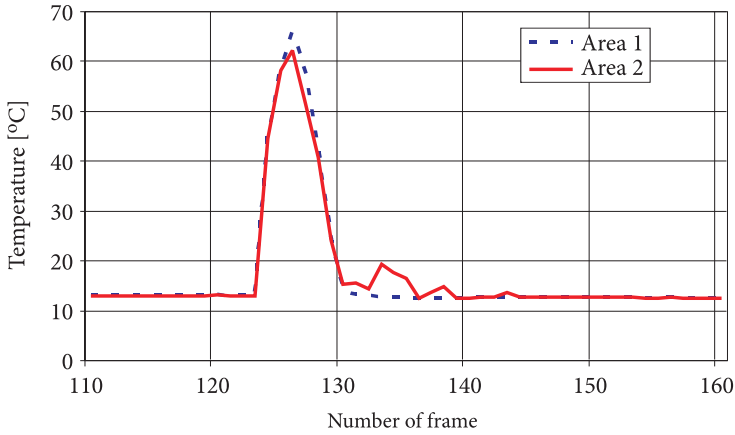


Fig. 11. The comparison of temperature change in both analyzed areas

on the basis of thermal signature. Unfortunately, as the data presented in Fig. 12 indicate, the temperature differences are very small and classification on this basis alone would be difficult.

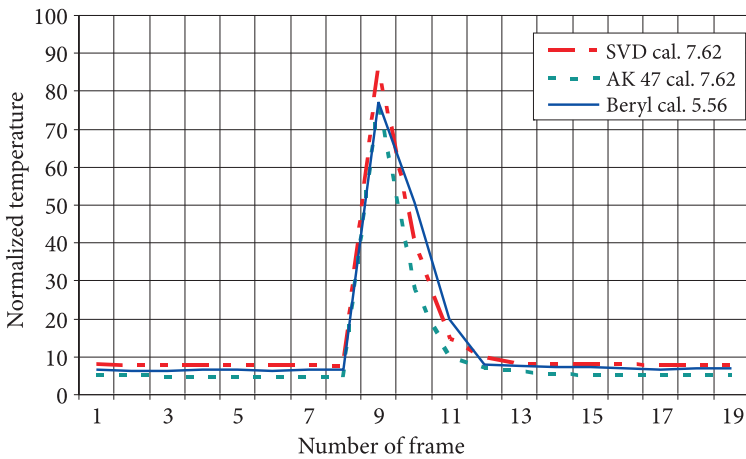


Fig. 12. The comparison of temperature changes during intermediate flash for different guns

During the tests no bullet signatures were recorded because of high velocity of a projectile and limitations introduced by frame rates of available thermal cameras. An ultra-fast thermal camera is required for such recordings and the acquired signature is of limited usability, as the application of such camera in the sniper detection system would raise the overall costs several times. There are other sensors much better suited for bullet detections than IR camera-based solutions (e.g. radar systems).

Bullet signatures were recorded during laboratory measurements using an ultra-fast Phantom visible camera. Sample image is presented in Fig. 13.

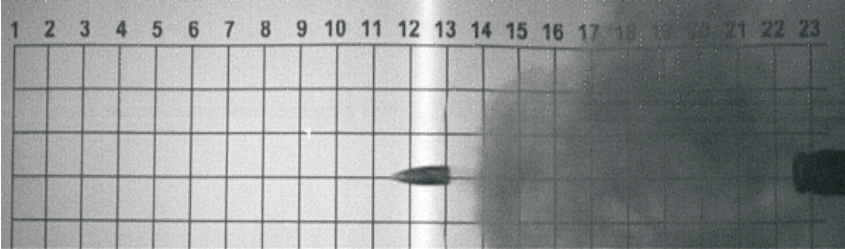


Fig. 13. The bullet fired from SVD sniper rifle

However, as the visible image relies on the ambient scene illumination, it is virtually impossible to record fast-moving object (which implies very short shutter speeds) in a wide FOV in a real sniper detection system. Cost-wise is the same situation as in case of thermal camera. As a result, projectile signatures in the visible spectral range were not considered.

## 6. The passive systems for sniper detection

Most commonly used acoustic sensors can measure angles to the acoustic source, but not the range. To establish a track of the bullet, it is required that an array of acoustic sensors is deployed. One alternative approach is to obtain an approximate direction to the sniper from the acoustic information, then to cue an IR sensor to backtrack the bullet more precisely. A second alternative is to detect the muzzle flash with a wide-field-of-view IR sensor, which then initiates an IR track of the bullet, resulting in a backtrack to the sniper.

The backtracking process in the city is complicated by buildings, which may obstruct the view of the sniper's location. If much of the bullet track is visible, it is feasible to use the computer simulation to complete the backtrack in the virtual world of the computer. This procedure could provide GPS coordinates for a weapon delivered from a UAV.

The table below presents the summary of sniper detection systems used by armed forces of the world, showing the physical phenomena those systems use for sniper detection. The data presented in this table were gathered from all commonly available sources of information.

TABLE 2

The systems for sniper detection

Name	Manufacturer	Muzzle Blast	Bullet Shock Wave	Muzzle Flash	Bullet in Flight (IR)	Optics Laser Reflection
Prototype	Sanders	X	X			
Bullet Detection Indicator	G D Associates		X			
Bullet Ears	BBN	X	X			
PD Cue	AAI Corporation		X			
VIPER	Maryland Advanced Development Lab			X		
Prototype	Hughes Aircraft	X			X	
Integrated Sniper Location System	Sanders, LMIIS, and Sentech	X	X		X	
SECURES	Alliant Techsystems	X				
Fast IR Sniper Tracker	Thermo Trex			X		

The development of optical system designed for sniper detection concentrates on several aspects. They are: design of optics, new types of sensors and signal processing methods. As far as infrared detection of explosive event (i.e. muzzle flash) is concerned, the optimal wavelength range, covering sniper fire, mortar fire and rocket propelled grenades (RPGs) lies between two spectral bands, one centred at 2.8  $\mu\text{m}$  and one at 4.5  $\mu\text{m}$ . Therefore, the mid-IR range is commonly chosen, which means that a sniper detection system operating in the 3 to 5  $\mu\text{m}$  region must deal with the potential problem of false alarms from solar clutter. The detection of muzzle flash requires fast reaction times and scanning rates, significantly exceeding typical values of 30 or 60 Hz of standard cameras. It is not fast enough for detection of signals such as sniper fire, which is believed to have duration of about 2 milliseconds. Additionally, the wide field of view is necessary to scan the surrounding area yet retaining the possibility of pinpointing the location of the muzzle flash event (sniper location). Some examples of real IR systems for sniper detection are described below.

WeaponWatch, developed by Radiance Technologies, provides very capable, reliable and flexible weapon detection and response system. It provides a complete solution that detects, locates, classifies and responds to fired weapons from fixed and rotary wing aircraft, UAVs, ground vehicles, towers and tripods.

Employing a powerful infrared camera and high-speed 5th generation data processing technology, WeaponWatch recognizes and analyzes in real time the heat signatures of fired weapons. WeaponWatch's speed and accuracy make it possible to

detect and respond to enemy weapon fire-by alerting soldiers, by communicating the type and location of the weapon, even by returning fire-before the sound of the enemy weapon reaches the sensor.

WeaponWatch detects weapon fire in real-time day or night across a wide 120° field of view. Sensors may be stationary or “on the move.” WeaponWatch can identify individual weapons fired during simultaneous fire from dozens of weapons. It locates fired weapons by translating azimuth, elevation and range to actionable geocoordinates. WeaponWatch is integrated with the platform's guidance system to adjust for velocity and to classify detected weapons using a vast database of weapon fire signatures for small arms, sniper rifles, machine guns, RPGs, MANPADs, tanks, mortars, artillery, and others. WeaponWatch can detect fire from each of these weapons from beyond its effective range. System responds instantaneously with the detected weapon's type and geolocation, cuing integrated sensors, weapons and other systems while transmitting detection and response event data to command and control systems. WeaponWatch's user interface delivers detailed visual information with man-in-the-loop engagement control.

Detecting and responding to enemy weapon fire, WeaponWatch combines infrared sensor fidelity and super high-speed data analysis to enable warfighters to instantaneously detect, locate, and classify firings of a broad range of weapons. The basic elements of this system are shown in Fig. 14. Warfighters and security personnel are under increasing risk from sniper fire and drive-by shootings. These terrorist acts succeed largely because of the difficulty in detecting and locating the enemy fire. Forces engaged with Operation Iraqi Freedom (OIF) are employing this system today to provide exacting targeting information in both urban and open terrain.

WeaponWatch picks up on the infrared signature of every weapon the moment it is fired, instantly identifying it from a database of thousands of weapons muzzle flashes and relaying its position on screen. It has already proven itself in combat. The older, fragile, 400 pound version of this system was tested in Iraq, on top of a building where there was a high concentration of insurgent gunfire. Within a few days, it turned out that American troops were able to use WeaponWatch to return fire more rapidly, resulting in a noticeable drop in enemy attacks [11].

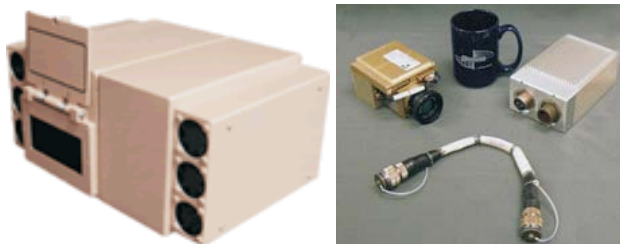


Fig. 14. Elements of WeaponWatch system

No anti-sniper system is perfect, of course, and any system can be fooled or exploited once enemies get a good enough sense of what it can and cannot do. The potential of combination of acoustic Boomerang and infrared WeaponWatch sensors, however, may give American forces the multi-modal capability they need.

The REDOWL system, presented in Fig. 15, is another, mobile sniper detection system. It features an Acoustic Direction Finding (ADF) system developed by BioMimetic Systems. The ADF is based on advanced “neural circuits” emulating human hearing and provides accurate detection and bearing information in high background noise environments. System uses laser pointer and illuminator, acoustic localizer and classifier, thermal imager, GPS positioning, an infrared and daylight camera, and two wide-angle cameras. In addition to providing its PackBot robot platform, iRobot developed the software and behaviours for the robot. Insight Technology, a manufacturer of high-performance visible and infrared laser and illuminator systems, is heading up the development of REDOWL’s optic systems. BioMimetic Systems, a Photonics Center portfolio company, is responsible for REDOWL’s acoustic detection and location systems. The Army Research Laboratory is the primary source of funding for this project.

REDOWL is a remote, deployable sensor suite designed to provide early warning information, gunshot detection, intelligence, surveillance and targeting capabilities to military forces and government agencies. The REDOWL equipped PackBot has been field-tested for the Army’s Rapid Equipping Force at a rifle and trapshooting range. Of the more than 150 rounds fired from 9-mm pistols, M-16 and AK-47 rifles from over 100 meters, the REDOWL system located the source of the gunfire successfully 94 percent of the time.



Fig. 15. REDOWL system mounted on PackBot tactical mobile robot

The iRobot PackBot is a Tactical Mobile Robot that can be hand-carried and deployed by a single soldier. Proven in Afghanistan and Iraq, PackBot searches dangerous or inaccessible areas, providing soldiers with a safe first look so they know what to expect and how to respond.

REDOWL features an array of optics and acoustic detection systems including a laser pointer and illuminator, acoustic localizer and classifier, thermal imager, GPS positioning, an infrared and daylight camera, and two wide-angle cameras. When integrated with the PackBot, these systems enable the robot to accurately detect, locate, and identify the origination point of hostile gunfire. These systems also make REDOWL ideal for day and night urban surveillance, reconnaissance, hostage/barricade situations, forward observation outposts and perimeter protection missions.

## 7. Conclusions

The analysis of data recorded during the experimental measurements shows, that the detection of a gunshot in visible and infrared spectral band is not a very complicated task. The effective usage of both spectral bands for the shooter detection require, however, considerable amount of experimental data for full description of the real shot parameters. Such data, called signatures, are the basis for the development of efficient algorithms for shot detecting devices.

Passive and active optoelectronic systems are effective weapon in anti-sniper operations. Its primary advantage is the capability of early detection of a potential threat. Such systems are versatile ones and they can operate as standalone devices or as a part of multi-sensor systems. The integration of different sensors into one detection system increases the probability of detection and reduces the false alarm rate. With the range matching the striking distance of sniper attacks, optoelectronic systems are very effective in modern battlefield conditions. Positive results of operational use of such systems prove that they provide a higher level of troops protection, especially in recent asymmetric conflicts.

The results presented in the above paper are the effect of the research project No A-0376-RT-GC SNIper POSitioning and Detection SNIPOD, funded by the European Defence Agency EDA.

*Received September 16 2009, revised December 2009.*

## REFERENCES

- [1] T. J. SPERA, B. D. FIGLER, *Uncooled infrared sensors for an integrated sniper location system*, Proc. SPIE, 2938, 1997, 326-339.
- [2] C. J. CSANADI, G. D. EDWARDS, T. M. HINTZ, R. M. TONG, *Multispectral signature analysis measurements of selected sniper rifles and small arms*, Proc. SPIE, 2938, 1997, 288.

- [3] A. A. RICHARDS, D. M. RISDALL, *Passive Thermal Imaging of Bullets in Flight*, Proc. SPIE, 5405, 2004, 258-263.
- [4] G. KLINGENBERG, J. M. HEIMERL, *Gun Muzzle Blast and Flash*, *Progress in Aeronautics and Astronautics*, 139, 1992.
- [5] D. LAW, *Multi-spectral Signature Analysis Measurements of Selected Sniper Rifles and Small Arms*, Proc. SPIE, 2938, 1997.
- [6] C. CALLEN, J. GOODMAN, *Sensors to Support the Soldier*, The Jason Study, The MITRE Corporation, McLean, VA, 2006.
- [7] R. DULSKI, H. MADURA, T. PIĄTKOWSKI, T. SOSNOWSKI, *Analysis of a thermal scene using computer simulations*, *Infrared Phys. Techn.*, 49, 2007, 257-260.
- [8] B. A. WEBER, J. A. PENN, *Synthetic FLIR Signatures for Training and Testing Target Identification Classifiers*, Report ARL-TR-3451, 2005.
- [9] R. DULSKI, M. KASTEK, G. BIESZCZAD, P. TRZASKAWKA, W. CIURAPIŃSKI, *Data fusion used in multispectral system for critical protection*, *WIT Trans. Built Env.*, 108, 2009, 165-173.
- [10] M. WŁODARSKI, K. KOPCZYŃSKI, M. KALISZEWSKI, M. KWAŚNY, M. MULARCZYK-OLIWA, M. KASTEK, *Application of advanced optical methods for classification of air contaminants*, *WIT Trans. Ecol. Envir.*, 123, 2009, 337-247.
- [11] <http://www.radiancetech.com/products/weaponwatch.htm>

M. KASTEK, R. DULSKI, P. TRZASKAWKA

### **Pasywne wykrywanie strzelca wyborowego — koncepcja i optoelektroniczne systemy wykrywania**

**Streszczenie.** W artykule przedstawiono współczesne systemy detekcyjne przeznaczone do wykrywania snajpera. Wśród systemów tego typu, wprowadzanych na uzbrojenie wielu armii istotną rolę pełnią pasywne i aktywne systemy optoelektroniczne. Ich zaletą jest możliwość wczesnej detekcji zagrożenia, zwłaszcza przed oddaniem strzału przez snajpera. Przedstawione systemy pasywne wykorzystują kamery termowizyjne i zaawansowane metody analizy obrazu w celu wykrycia sygnatur snajpera i strzału z broni palnej. Systemy aktywne wykorzystują z kolei promieniowanie laserowe w celu wykrycia optycznych przyrządów celowniczych i obserwacyjnych.

**Słowa kluczowe:** detekcja, termowizja, analiza obrazu, systemy optoelektroniczne

**Symbole UKD:** 621.38:537.533





## A parallel decomposition algorithm for shortest path problem in large-size mesh networks

ZBIGNIEW TARAPATA

Military University of Technology, Cybernetics Faculty,  
2 Kaliskiego Str., 00-908 Warsaw

**Abstract.** The paper presents parallel approach for shortest path problem and it extends some decomposition shortest path algorithm (DSP). It is based on rectangular mesh graph of large size which may represent, e.g., network of streets in the city, network of squares of terrain (as a model of a battlefield). A method of parallelization DSP algorithm is proposed. The main advantage of the method is negligible communication between processors. Acceleration and effectiveness of the PDSP algorithm in a case of parallelization and without parallelization of some internal steps of the algorithm are defined and simulation results of these functions for two types of structure of parallel computation systems (hypercube and mesh) are shown. Moreover, some suggestions for further improvements in the PDSP algorithm are proposed.

**Keywords:** decomposition shortest paths algorithm, parallel shortest paths algorithm, multiresolution path planning

**Universal Decimal Classification:** 510.5

### 1. Introduction

Numerous researchers work on the method of improving effectiveness of different kinds of algorithms. Shortest path algorithms (s.p.a.) in mesh graphs exemplify such a special type of the algorithms. Grid (mesh) graph may represent, e.g., network of streets in the city, network of squares of terrain (e.g. used as terrain model in simulation games), etc (see Fig. 1b). In practice, such mesh network (graph) has big size. The problem is essential because standard shortest paths' algorithms in big networks may have weak effectiveness and it has significant effect on, e.g., smoothness of simulation when we use s.p.a. for paths searching during simulation [17].

The aim of this paper is to present parallel decomposition algorithm for finding shortest paths in rectangular mesh graph of large size with little communication between processors. The algorithm extends the approach (called DSP) described in [16]. Because the DSP algorithm uses Dijkstra's s.p.a. as local-searching algorithm thus, it is required to take into consideration known results of parallelization of this algorithm and other s.p.a. There are many papers dealing with the problem of parallelization of s.p.a. Paige and Kruskal [12] propose a parallel version of Dijkstra's algorithm, which uses a global reduction to extract the minimum distance node and then partitions the set of neighbours of that node among multiple processors. Using a binary heap-structured priority queue, this scheme has the running time  $O(E/p + k \cdot N) \cdot \log N$ , where  $E$  and  $N$  are the number of edges (arcs) and nodes in the graph,  $p$  is the number of processors, and  $k$  is the constant representing the relative cost of communication vs. computation on the particular platform. A significant parallel speedup is possible only if  $E/p \gg k$ . Gupta, Grama, Karypis, and Kumar show in ([9], sect. 7), ([10], sect. 10) several approaches for parallelization of Dijkstra's s.p.a. in which the execution time  $T_{p,Dijk}$  of parallel Dijkstra's algorithm using  $p$  processors is proportional to:  $T_{p,Dijk} = (E/p) \cdot \log N + N \log p$  for hypercube structure of parallel computation system and  $T_{p,Dijk} = (E/p) \cdot \log N + N\sqrt{p}$  for mesh structure of parallel computation system. Authors of the paper [13] show efficient parallel algorithms, on the CREW PRAM model, for generating a succinct encoding of all pairs shortest path information in the directed planar graph  $G$  with real-valued edge costs but no negative cycles. They assume that a planar embedding of  $G$  is given, together with a set of  $q$  faces that cover all the vertices. Then, their algorithm runs in  $O(\log^2 N + \log^3 q)$  time and employs  $O(Nq)$  processors. Moreover, they present  $O(\log^2 n)$  time,  $n$ -processor algorithms for various subproblems, including that of generating all pairs shortest path information in a directed outerplanar graph. Authors of other papers write about: parallelization of single-source s.p.a. [1, 3], ([4], sect. 3.9), [11, 18], parallelization of all-pairs s.p.a. [1] ([4], sect. 3.9), [5, 11], parallelization of geometric and dynamic s.p.a [8, 15], experimental comparison of different types of parallel versions of s.p.a. [6].

## 2. An idea of the decomposition shortest path algorithm (DSP)

Main ideas used in the DSP algorithm are described here briefly, as the algorithm and its properties (complexity, effectiveness, experimental results) are described in detail in the paper [16].

Let  $G = \langle \mathbf{V}, \mathbf{A} \rangle$  describes graph being a representation of, e.g., terrain squares (used as terrain models in the battlefield simulation [17]), road-mesh in a city, where  $\mathbf{V}$  describes set of nodes (squares of terrain, crossroads),  $V = |\mathbf{V}|$ ,  $\mathbf{A}$  describes set of arcs,  $\mathbf{A} = \{ \langle x, y \rangle \subset \mathbf{V} \times \mathbf{V} : \text{node } x \text{ is adjacent to node } y \}$ ,  $A = |\mathbf{A}|$ .

For each arc  $6$  we have cost  $c(x, y)$  (as traversability, crossing time, etc.). The problem is to find shortest path from the node  $s$  to the node  $t$  in  $G$  under assumption that  $G$  has big size.

The idea of the DSP algorithm may be presented in the following steps:

1. to merge nodes of  $G$  (Fig. 1b) into  $n$  big virtual nodes ( $n$  is the parameter of the algorithm);
2. to determine strongly connected components (Fig. 1c) obtaining at least  $n$  subgraphs (b-nodes) inside each of the  $n$  big virtual nodes;
3. to create the graph  $G^* = \langle V^*, A^* \rangle$  (Fig. 1d) setting each of subgraphs obtained from step 2 as b-node  $x^* \subset V^*$  and set arcs as follows:

$$A^* = \left\{ \langle x^*, y^* \rangle \subset V^* \times V^* : \exists_{x \in x^*, y \in y^*} \langle x, y \rangle \in A \right\};$$

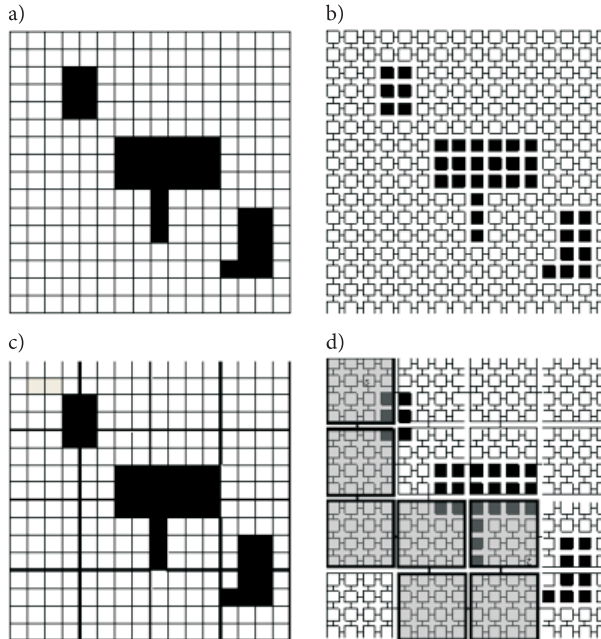


Fig. 1. Principles of  $G^*$  creation. Regions (squares) with black colour are impassable: a) Terrain space with division into regular-size mesh; b) Mesh graph as representation of terrain squares from a), only north-east-south-west arcs are permitted; c) Merging geographically adjacent small squares from b) into  $n = 16$  b-nodes (big squares); d) b-graph  $G^*$  for squares merging from c) with marked shortest  $s-t$  path in  $G^*$

4. to find shortest paths between appropriate pairs of nodes inside each b-node (subgraph) of  $G^*$  to calculate the costs  $c^{*\min}(\cdot, \cdot)$  and  $c^{*\max}(\cdot, \cdot)$  and for each arc of  $G^*$ : for the arc  $\langle x^*, y^* \rangle \in A^*$ ,  $c^{*\min}(x^*, y^*)$  is represented by cost vector of shortest paths from any of node belonging to  $x^*$  to any of node belonging to

$y^*$  for each predecessor  $z^*$  of  $x^*$ . This is vector because the cost from  $x^*$  to  $y^*$  depends on node from which we achieve  $x^*$  (therefore for each predecessor of  $x^*$  we have cost value). This cost is calculated inside the subgraph built on the nodes belonging to  $x^*, y^*$ , and  $z^*$ . The cost  $c^{*max}(x^*, y^*)$  is represented by cost vector of the longest of the shortest paths from any of node belonging to  $x^*$  to any of node belonging to  $y^*$  for each predecessor  $z^*$  of  $x^*$ . Formally, the vectors  $c^{*min}(x^*, y^*), c^{*max}(x^*, y^*)$  are defined as follows:

$$c^{*min}(x^*, y^*) = \left\langle c_{z^*}^{*min}(x^*, y^*) \right\rangle_{z^* \in \{v^* \in V : \langle v^*, x^* \rangle \in A^*\}} \tag{1}$$

$$c^{*max}(x^*, y^*) = \left\langle c_{z^*}^{*max}(x^*, y^*) \right\rangle_{z^* \in \{v^* \in V : \langle v^*, x^* \rangle \in A^*\}} \tag{2}$$

$$c_{z^*}^{*min}(x^*, y^*) = \min_{d(\cdot, \cdot) \in D^{min}(W(x^*, z^*), W(x^*, y^*))} L(d(\cdot, \cdot)) + \min_{d(\cdot, \cdot) \in D^{min}(W(x^*, y^*), W(y^*, x^*))} L(d(\cdot, \cdot)) \tag{3}$$

$$c_{z^*}^{*max}(x^*, y^*) = \max_{d(\cdot, \cdot) \in D^{min}(W(x^*, z^*), W(x^*, y^*))} L(d(\cdot, \cdot)) + \max_{d(\cdot, \cdot) \in D^{min}(W(x^*, y^*), W(y^*, x^*))} L(d(\cdot, \cdot)) \tag{4}$$

$W(x^*, y^*)$  — subset of the nodes belonging to  $x^*$  which are adjacent to any node of  $y^*$ ,  $W(x^*, y^*) = \left\{ x \in x^* : \exists_{y \in y^*} \langle x, y \rangle \in A \right\}$ ;  $D(x, y)$  is the set of paths between the nodes  $x$  and  $y$  in the graph  $G$ ;  $d(x, y) \in D(x, y)$ ,  $L(d(x, y))$  is the cost of the path  $d(x, y)$  from  $x$  to  $y$ ,  $L(d(x, y)) = \sum_{i=0}^{l(d(x,y))-1} c(x_i, x_{i+1})$ ;  $D^{min}(W(x^*, z^*), W(y^*, x^*))$  is the set of shortest paths between the nodes belonging to  $W(x^*, z^*)$  and  $W(y^*, x^*)$ ,

$$D^{min}(W(x^*, z^*), W(y^*, x^*)) = \left\{ \begin{array}{l} d^{min}(x, y) \in D(x, y) : x \in W(x^*, z^*), y \in W(y^*, x^*), \\ L(d^{min}(x, y)) = \min_{d(x,y) \in D(x,y)} L(d(x, y)) \end{array} \right\} \tag{5}$$

5. to find the shortest path  $d^*(x_s^*, y_t^*)$  in  $G^*$  with the cost function  $c^{*min}(\cdot, \cdot)$  (lower restriction on length of path from  $s$  to  $t$ ) or  $c^{*max}(\cdot, \cdot)$  (upper restriction on length of path from  $s$  to  $t$ ) between such pairs  $x_s^*, y_t^*$  of b-nodes that the source node  $s$  belongs to  $x_s^*$  and the target node  $t$  belongs to  $y_t^*$ ;
6. to find the shortest path from  $s$  to  $t$  inside subgraph generated by the nodes of  $G$  belonging to b-nodes of  $d^*(x_s^*, y_t^*)$  (this paths may be found constructing DAG with arcs directed from each b-node  $x^*$  to  $y^*$  belonging to the path  $d^*(x_s^*, y_t^*)$ ).

The complexity  $C(s)$  of each step  $s$  of the algorithm is as follows [16]:  $C(1) = O(V)$ ;  $C(2) = O(V)$ ;  $C(3) = O(V/n)$ ;  $C(5) = O(n \cdot \log n)$ ;  $C(6) = O(n\sqrt{N} + V)$ ;  $C(4) = O(n \cdot N \cdot E \cdot \log N)$  using Dijkstra's algorithm with binary heaps<sup>1</sup>, where  $E = 4 \cdot N - 4\sqrt{N}$ ,  $N = \lceil V/n \rceil$ ,  $\log x \equiv \log_2 x$  (or  $O(n \cdot N \cdot (N \cdot \log N + E))$  using Dijkstra's algorithm with Fibonacci's heaps ([14], pp. 99-101); this estimation results from the fact that in the  $G^*$  we have  $n$  b-nodes and inside each of these we have  $N$  nodes of  $G$ . For each of the  $n \cdot N$  nodes, we must calculate the shortest paths tree using Dijkstra's algorithm. Taking into consideration the above estimations, we obtain total complexity of the algorithm as:

$$O(n \cdot N \cdot N \cdot \log N + n \cdot \log n). \quad (6)$$

It was shown in [16] that using the DSP algorithm for solving all-pairs shortest path problem (with the experimental best value  $n^*$  of  $n$  equal and running the algorithm for each of the  $V$  nodes) we obtain, with relation to Johnson's all-pairs shortest paths algorithm [7], the average acceleration  $t_{John}(V)/t_{DSP}(V)$  of the algorithm equal to  $t_{John}(V)/t_{DSP}(V) \approx \sqrt[3]{V}$ , where  $t_{John}(V)$ ,  $t_{DSP}(V)$  describe average experimental time of execution of Johnson's and DSP algorithms inside the graph  $G$  with  $V$  nodes.

### 3. Parallelization of the DSP algorithm

Analyzing steps of the DSP algorithm in section 2, it is easy to observe that steps 4 and 5 are dominating from the point of view of algorithm complexity and they decide on the form of estimation: step 4 is dominating when  $n \ll V$  and step 5 — when  $n \rightarrow V$ . Taking into consideration that the best value  $n^*$  of  $n$  (from the point of view of time complexity) is proportional to  $c \cdot \sqrt{V}$  with small nonnegative value of  $c$  (see sect. 2), for big value of  $V$  we obtain that step 4 is dominating.

A very important problem from the point of view of parallelization effectiveness is to assign processors to the nodes (b-nodes) skillfully. Although we could assign each processor to subsets of nodes belonging to different b-nodes to try increase effectiveness of the parallel DSP algorithm (PDSP), still this assignment may cause significant communication delays. The smaller migration of the processors between b-nodes, the smaller communication delays. The ideal solution from the point of view of minimizing communication delays is to minimize number of assignments of processors to b-nodes. In this way we minimize multiple copying subgraphs (b-nodes) to the local memory being used by processors. To explain these

<sup>1</sup>  $\lceil x \rceil$  — ceiling function describing the smallest cardinal number not smaller than  $x$ ;  $\lfloor x \rfloor$  — floor function describing the greatest cardinal number not greater than  $x$ ;

differences, let's consider the structure of the  $G^*$  from Fig. 2. For example, having  $p = 2$  processors, the better is to assign the first processor to the left b-node, the second processor to the middle b-node (single copying to the local memory of the processor) and next (after calculating the shortest paths tree inside each b-node for each of four nodes) to assign the first and the second processor to the different half of the right b-node. In this way we copy the subgraphs (b-nodes) for local memory of the processors only 4 times. In the worst case, if we omit condition regarding minimizing migration of the processors between b-nodes, we can have a situation when each of the processors is assigned alternately for left, middle, and right b-node and we copy b-nodes for local memory of the processors  $V$  times (for each node inside each b-node). We consider two versions of parallelization: with and without parallelization of Dijkstra's algorithm being used as a searching algorithm in the 4 and 5 steps of the DSP algorithm. Let  $t_{Dijk}(x) = x \cdot \log x$  describes time complexity of Dijkstra's algorithm in formula and  $N = \lceil V / n \rceil$ . Thus, we can write Eq. (6) as follows:  $T_1 = O(n \cdot N \cdot t_{Dijk}(N) + t_{Dijk}(n))$ .

**Theorem 1.** The acceleration  $A(p)$  of parallel DSP (PDSP) algorithm using  $p$  processors without parallelization of Dijkstra's s.p.a. inside the DSP is as follows:

$$A(p) = \frac{T_1}{T_p} = \begin{cases} \frac{n \cdot N \cdot t_{Dijk}(N) + t_{Dijk}(n)}{\lceil n / p \rceil \cdot N \cdot t_{Dijk}(N) + t_{Dijk}(n)}, & \text{when } n \geq p \geq 1 \\ \frac{n \cdot N \cdot t_{Dijk}(N) + t_{Dijk}(n)}{\lceil (n / p) \cdot N \rceil \cdot t_{Dijk}(N) + t_{Dijk}(n)}, & \text{when } n \cdot N > p > n \\ n \cdot N \cdot t_{Dijk}(N) + t_{Dijk}(n), & \text{when } p \geq n \cdot N \end{cases} \quad (7)$$

and no communication between processors is required.

*Proof:* To prove the theorem we consider three cases of the  $p$  values. We show the complexity  $T_p$  of PDSP algorithm with  $p$  processors determining the form of  $T_p$  function. Let  $T_B(p)$  describes number of Dijkstra's algorithm's parallel runs (d.a.p.r.) inside the 4 step of the DSP algorithm using  $p$  processors. For  $p = 1$ ,  $T_B(1)$  is equal to  $T_B(1) = n \cdot N$ .

If  $n \geq p \geq 1$ , then in the first step, each of the  $p$  processors can be assigned to each of the  $p$  b-nodes of  $G^*$  (see Fig. 2). This step uses  $\lfloor n/p \rfloor \cdot N$  d.a.p.r. For remaining  $n - \lfloor n/p \rfloor \cdot p < n$  b-nodes we use  $(n - \lfloor n/p \rfloor \cdot p) \cdot \lceil N/p \rceil < N$  d.a.p.r. Thus, we can write that  $T_B(p) = \lfloor n/p \rfloor \cdot N + (n - \lfloor n/p \rfloor \cdot p) \cdot \lceil N/p \rceil \leq (\lfloor n/p \rfloor + 1) \cdot N \leq \lceil n/p \rceil \cdot N$  d.a.p.r. Therefore the 4 step of the DSP algorithm can be estimated using  $\lfloor n/p \rfloor \cdot N \leq T_B(p) \leq \lceil n/p \rceil \cdot N$  d.a.p.r. and hence, estimation for both 4 and 5 steps of the DSP algorithm is as follows:  $T_p = \lceil n/p \rceil \cdot N \cdot t_{Dijk}(N) + t_{Dijk}(n)$ . This estimation is equality when  $(n \bmod p) = 0$  and it is inequality (" $\leq$ ") otherwise.

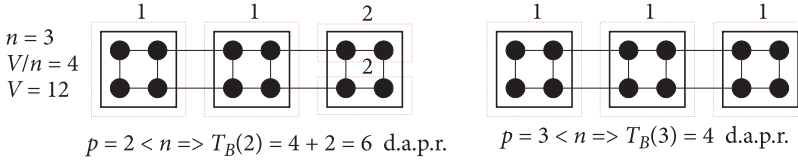


Fig. 2. Processors assignment for  $n \geq p \geq 1$ . Using  $p = 2$  processors (left-hand side) we first assign each of  $p = 2$  processors to different b-nodes (dashed-line squares with 1 on the top) to calculate shortest paths tree (spt) for 4 nodes inside each b-node simultaneously using  $\lfloor n/p \rfloor \cdot N = 4$  d.a.p.r. Next, for remaining  $n - \lfloor n/p \rfloor \cdot p = 1$  b-nodes we assign  $p = 2$  processors to subsets of  $N/p = 2$  nodes (dashed-line rectangles with 2 on the top) to calculate shortest paths tree (spt) for 4 nodes inside b-node simultaneously using  $(n - \lfloor n/p \rfloor \cdot p) \cdot \lceil N/p \rceil = 2$  d.a.p.r (total d.a.p.r. = 4 + 2). Using  $p = 3$  processors (right-hand side) we assign each of the processors to each of the b-nodes (dashed-line squares with 1 on the top) to calculate shortest paths tree (spt) for 4 nodes inside each b-node simultaneously using total  $\lfloor n/p \rfloor \cdot N = 4$  d.a.p.r.

If  $n \cdot N > p > n$ , then we assign  $\lfloor p/n \rfloor$  processors to each of the  $n$  b-nodes of the graph  $G^*$  and additionally 1 processor to each of  $p - n \cdot \lfloor p/n \rfloor$  b-nodes (see Fig. 3). Thus, if  $(p \bmod n) \neq 0$ , then  $p - n \cdot \lfloor p/n \rfloor$  b-nodes have  $\lfloor p/n \rfloor + 1$  assigned processors and  $\lfloor p/n \rfloor$  processors otherwise, and they use  $\lfloor (n/p) \cdot N \rfloor$  d.a.p.r. Finally, for remaining  $n - (p - n \cdot \lfloor p/n \rfloor)$  b-nodes we assign processors using 1 d.a.p.r. Therefore the 4 step of the DSP algorithm can be estimated using  $T_B(p) = \lceil (n/p) \cdot N \rceil$  d.a.p.r. and  $T_p = \lceil (n/p) \cdot N \rceil \cdot t_{Dijk}(N) + t_{Dijk}(n)$ .

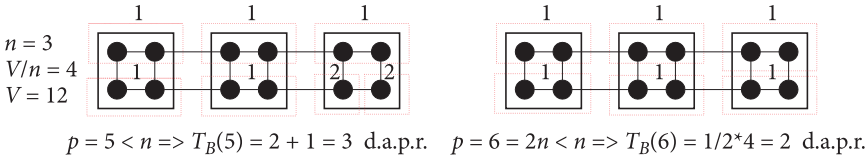


Fig. 3. Processors assignment for  $nN > p > n$ . Using  $p = 5$  processors (left-hand side) we first assign  $n \cdot \lfloor p/n \rfloor = 3 \cdot 1$  processors to different b-nodes and additionally 1 processor for each of  $p - n \cdot \lfloor p/n \rfloor = 2$  b-nodes (dashed-line squares with 1 on the top) to calculate shortest paths tree (spt) for 4 nodes inside each b-node simultaneously using  $\lfloor (n/p) \cdot N \rfloor = 2$  d.a.p.r. Next, for the remaining  $n - (p - n \cdot \lfloor p/n \rfloor) = 3 - 2 = 1$  b-nodes we assign 2 processors: each for the nodes belonging to the remaining b-nodes (dashed-line rectangles with 2 on the top) to calculate spt for two nodes inside b-node simultaneously using always 1 d.a.p.r (total d.a.p.r. = 2 + 1). Using  $p = 2n = 6$  processors we conduct analogical calculations when  $p = n = 3$  processors (see Fig. 2).

If  $p > n \cdot N$ , then we assign  $n \cdot N$  processors to each of the  $n \cdot N$  nodes ( $N$  processors to each of the  $n$  b-nodes) of the graph  $G^*$  using  $T_B(p) = 1$  parallel d.a.p.r. and  $T_p = 1 \cdot t_{Dijk}(N) + t_{Dijk}(n)$ .

<sup>2</sup> Let's observe that  $\lceil (n/p) \cdot N \rceil$  cannot be equal to  $\lfloor (n/p) \cdot N \rfloor$ !

Because the acceleration function  $A(p)$  of the parallel algorithm using  $p$  processors is defined as [4, 9, 10]:  $A(p) = T_1/T_p$  thus, we obtain formula (7) using  $T_1 = n \cdot N \cdot t_{Dijk}(N) + t_{Dijk}(n)$  and  $T_p$  defined as in the proof. Let's notice that if  $t_{Dijk}(n) \ll N \cdot t_{Dijk}(N)$ , then the acceleration function has a form:  $n \geq p \geq 1 \Rightarrow A(p) = n/\lceil n/p \rceil$ ,  $n \cdot N > p > n \Rightarrow A(p) = n \cdot N/\lceil (n/p) \cdot N \rceil$ ,  $p \geq n \cdot N \Rightarrow A(p) = n \cdot N$ . The effectiveness  $E(p)$  of the PDSP is defined as [4, 9, 10]:  $E(p) = A_p/p$ .

In order to consider parallelization of Dijkstra's algorithm inside the DSP algorithm, we use two estimations for the time complexity  $T_{p,Dijk}$  of parallel Dijkstra's algorithm using  $p$  processor given by Gupta, Kumar, Grama, Karypis in ([9], sect. 7):  $T_{p,Dijk}(N) = (1/p) \cdot E \cdot \log N + N \log p$  for hypercube structure of parallel computation system and  $T_{p,Dijk}(N) = (1/p) \cdot E \cdot \log N + N\sqrt{p}$  for mesh structure of parallel computation system.

Let  $t_{Dijk,p}(N) = \left(\left\lfloor \frac{p}{n \cdot N} \right\rfloor\right)^{-1} \cdot t_{Dijk}(N) + N \log \left\lfloor \frac{p}{n \cdot N} \right\rfloor$  and  $t_{Dijk,p}(n) = (1/p) \cdot t_{Dijk}(n) + n \log p$  for hypercube structure of parallel computation system and

$t_{Dijk,p}(N) = \left(\left\lfloor \frac{p}{n \cdot N} \right\rfloor\right)^{-1} \cdot t_{Dijk}(N) + N\sqrt{\left\lfloor \frac{p}{n \cdot N} \right\rfloor}$  and  $t_{Dijk,p}(n) = (1/p) \cdot t_{Dijk}(n) + n\sqrt{p}$  for mesh structure of parallel computation system.

**Theorem 2.** The acceleration  $A(p)$  of parallel DSP (PDSP) algorithm using  $p$  processors with parallelization of Dijkstra's s.p.a. is created by replacing in the denominators of Eq. (7)  $t_{Dijk}(N)$  by  $t_{Dijk,p}(N)$  for  $p > nN$  and  $t_{Dijk}(n)$  by  $t_{Dijk,p}(n)$  for all  $p$ .

*Proof:* It has been shown that the estimation  $t_{Dijk}(n)$  concerns the 5 step of the DSP algorithm which is done after the 4 step of the DSP so we can parallelly compute it independently of parallelization of the 4 step. From the first element of the formula  $T_{p,Dijk}$ , it results that having  $p$  processors we calculate single shortest path  $p$  times faster (hence we have  $(1/p)t_{Dijk}(n)$  in  $t_{Dijk,p}(n)$ ) and for the second element of  $T_{p,Dijk}$  — that communications "costs" are proportional to  $n \cdot \log p$ . The form of the estimation  $t_{Dijk,p}(N)$  results from the following reasoning: we can parallelly compute Dijkstra's s.p.a. inside the 4 step of the DSP only for  $p > nN$  because we use all processors when  $p \leq n \cdot N$  (see the proof of theorem 1). When  $p \bmod (nN) = 0$ , then we assign  $p/nN$  processors for each of  $n$  b-nodes, so each of the nodes inside each of b-nodes uses  $p/nN$  processors to compute tree of the shortest paths parallelly and compute it  $[p/n \cdot N]$  faster than having single processor. Thus,  $p$  from the formula  $T_{p,Dijk}$  is equal to  $[p/n \cdot N]$  in the formula  $t_{Dijk,p}(N)$ .

In Figs. 4 and 5 we present simulation results (done using MATHEMATICA 6.0 kernel) for acceleration (Fig. 4) and effectiveness (Fig. 5) of PDSP algorithm for both cases defined in theorems 1 and 2 (when we parallelize and when we do not parallelize Dijkstra's s.p.a. inside the DSP algorithm) and for two types of the structure of parallel computation systems: hypercube and mesh. The greater  $n$ , the

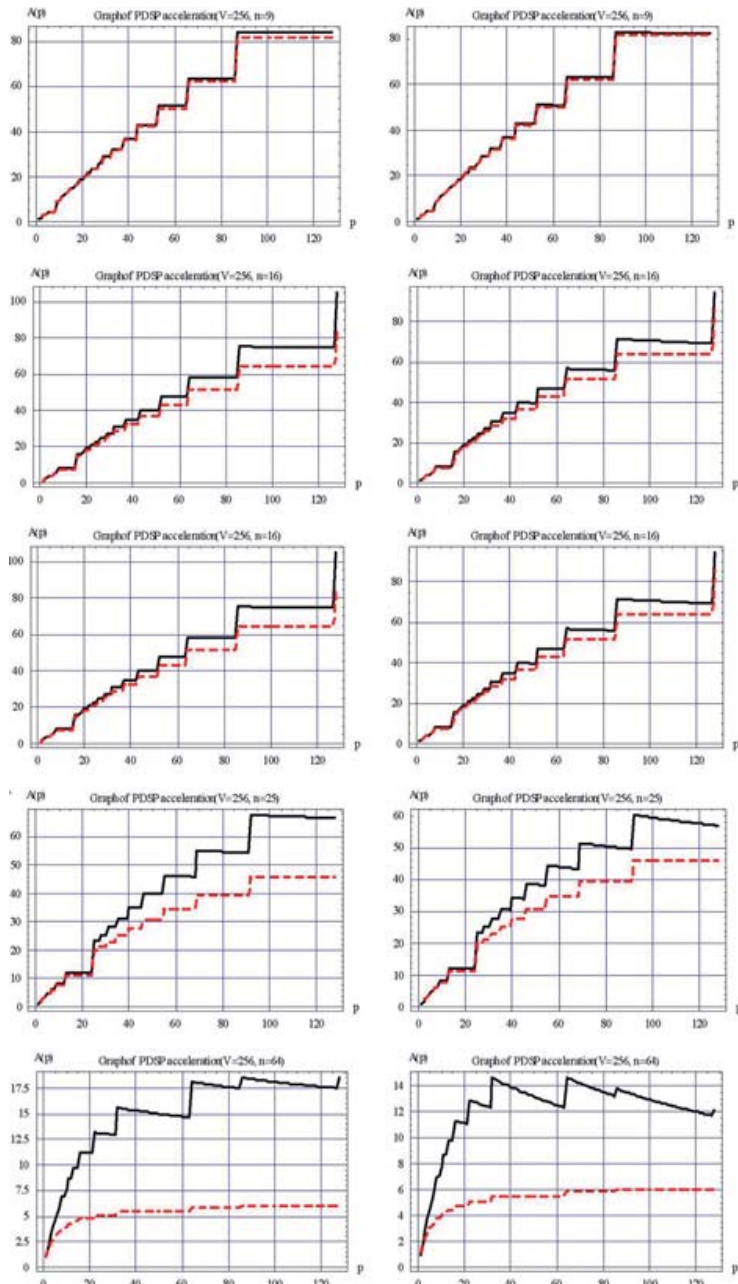


Fig. 4. Graphs of simulation results of acceleration  $A(p)$  of PDSP algorithm ( $V = 256$ ,  $n \in \{4, 9, 16, 25, 64\}$ ) for hypercube (a) and mesh (b) structure of parallel computation system. Continuous line concerns version of the PDSP with parallelization of Dijkstra's s.p.a. and dashed line — without parallelization of Dijkstra's s.p.a

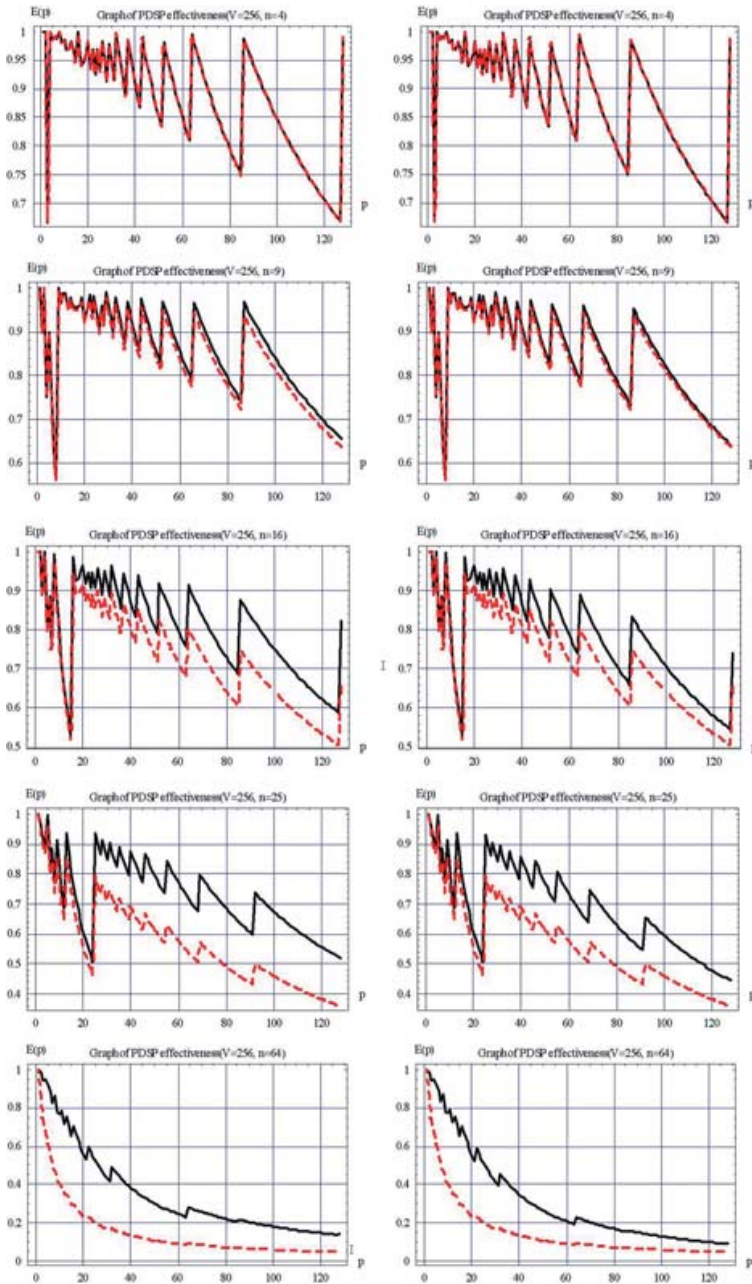


Fig. 5. Graphs of simulation results of effectiveness  $E(p)$  of PDSP algorithm ( $V = 256, n \in \{4, 9, 16, 25, 64\}$ ) for hypercube (a) and mesh (b) structure of parallel computation system. Continuous line concerns version of the PDSP with parallelization of Dijkstra's s.p.a. and dashed line — without parallelization of Dijkstra's s.p.a

better it shows differences between effectiveness and acceleration (for the same  $p$ ) for the case when we parallelize d.s.p.a. inside the DSP. Moreover, it is visible that computations with parallelization of Dijkstra's s.p.a. inside the DSP algorithm using hypercube structure is a little more effective and we obtain a little better acceleration of PDSP algorithm.

## Summary

The approach presented in the paper gives the possibilities of significant shortening the computational time in mesh graph-based route planning using parallelization of the DSP algorithm. Good results could be obtained also for parallelization of all-pairs shortest path version of the DSP using it  $N$  times or for computing single-pair shortest path many times (because steps 1-4 of the algorithm, dominating from the point of view of algorithm complexity, may be done only once on the stage of preparing  $G^*$  graph for computing). It is also worth trying to examine and compare many schemas (scenarios) of processors assignments. The approach presented in the paper may be also dedicated for multiresolution path planning [2] in mesh graph-based route planning when the mesh represents, e.g., terrain environment as regular mesh of terrain squares. This is an element of battlefield simulation which is strongly connected with military action planning and simulation.

Presented suggestions may be contribution to further works.

Artykuł wpłynął do redakcji 13.10.2009 r. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano w marcu 2010 r.

## REFERENCES

- [1] M. ATALLAH, D. CHEN, O. DAESCU, *Efficient Parallel Algorithms for Planar st-Graphs*, Lecture Notes in Computer Science, 1350, 1997, 223-232.
- [2] S. BEHNKE, *Local Multiresolution Path Planning*, [in:] B. Browning, D. Polani, A. Bonarini, K. Yoshida (eds), RoboCup-2003, Robot Soccer World Cup VII, LNCS, 3020, 2004, 332-343.
- [3] A. CRAUSER, K. MEHLHORN, U. MEYER, P. SANDERS, *A parallelization of Dijkstra's Shortest Path Algorithm*, Lecture Notes in Computer Science, 1450, 1998, 722-731.
- [4] I. FOSTER, *Designing and Building Parallel Programs*, Addison-Wesley, 1995 (see also: <http://www-unix.mcs.anl.gov/dbpp/>).
- [5] Y. HAN, V. PAN, J. REIF, *Efficient Parallel Algorithms for Computing All Pair Shortest Paths in Directed Graphs*, Algorithmica, 17, 1997, 399-415.
- [6] M. HRIBAR, V. TAYLOR, D. BOYCE, *Parallel shortest path algorithms: identifying the factors that affect performance*, Technical Report, no. CPDC-TR-9803-015, Center for Parallel and Distributed Computing, Northwestern University, Evanston, 1998.
- [7] D. B. JOHNSON, *Efficient algorithm for shortest paths in sparse networks*, Journal of the ACM, 24, 1977, 1-13.

- [8] M. LANTHIER, D. NUSSBAUM, J. SACK, *Parallel Implementation of Geometric Shortest Path Algorithms*, *Parallel Computing*, 29, iss.10, 2003, 1445-1479.
- [9] V. KUMAR, A. GRAMA, A. GUPTA, G. KARYPIS, *Introduction to parallel programming — Design and Analysis of Algorithms*, Benjamin Cummings Publishing, 1994.
- [10] A. GRAMA, A. GUPTA, G. KARYPIS, V. KUMAR, *Introduction to Parallel Computing*, Addison-Wesley, Hardcover, 2003.
- [11] U. MEYER, P. SANDERS, *Parallel shortest paths for arbitrary graphs*, *Lecture Notes in Computer Science*, 1900, 2001, 461-470.
- [12] R. PAIGE, C. P. KRUSKAL, *Parallel Algorithms for Shortest Path Problems*, [in:] *Proceedings of the International Conference on Parallel Processing*, 190, 1985, 14-19.
- [13] G. PANTZIOU, P. SPIRAKIS, CH. ZAROLIAGIS, *Efficient parallel algorithms for shortest paths in planar graphs*, *Lecture Notes in Computer Science*, 447, 1990, 288-300.
- [14] A. SCHRIJVER, *Combinatorial Optimization*, Springer-Verlag, Berlin–New York, 2004.
- [15] S. SUBRAMANIAN, *Parallel and dynamic shortest-path algorithms for sparse graphs*, PhD Thesis, Department of Computer Science, Brown University, Providence, 1995.
- [16] Z. TARAPATA, *Decomposition algorithm for finding shortest paths in grid networks of large size*, [in:] *Proceedings of the 15th International Conference on Systems Science*, Wrocław, vol. III, 2004, 209-216.
- [17] Z. TARAPATA, *Military route planning in battlefield simulation: effectiveness problems and potential solutions*, *Journal of Telecommunications and Information Technology*, 4, 2003, 47-56.
- [18] J. TRAFF, CH. ZAROLIAGIS, *A Simple Parallel Algorithm for the Single-Source Shortest Path Problem on Planar Digraphs*, *Lecture Notes in Computer Science*, 1117, 1996, 183-194.

## Z. TARAPATA

### Równoległy algorytm dekompozycyjny dla problemu dróg najkrótszych w sieciach dużych rozmiarów typu krata

**Streszczenie.** W artykule opisano metodę zrównoleglenia pewnego algorytmu dekompozycyjnego wyznaczania dróg najkrótszych (DSP). Bazuje on na sieciach dużych rozmiarów o strukturze typu krata, które mogą reprezentować sieć dróg w mieście, sieć kwadratów podziału terenu w grach komputerowych. Zaproponowano metodę (PDSP) zrównoleglenia algorytmu DSP. Podstawową cechą proponowanej metody jest minimalizacja konieczności komunikacji między procesorami wykonującymi obliczenia równoległe. Oszacowano przyspieszenie i efektywność algorytmu równoległego w przypadku zrównoleglenia i niezrównoleglenia niektórych wewnętrznych kroków algorytmu, jako funkcję liczby procesorów równoległych oraz podano wyniki symulacji przebiegu wartości tych funkcji dla różnych wielkości sieci i dwóch typów struktur systemu obliczeń równoległych (hipersześcian i krata). Ponadto podano pewne sugestie, co do zwiększenia efektywności proponowanego algorytmu.

**Słowa kluczowe:** dekompozycyjny algorytm dróg najkrótszych, równoległy algorytm dróg najkrótszych, planowanie tras wielorozdzielczych

**Symbol UKD:** 510.5



## Badania i analiza właściwości cieplno-fizycznych spieku 90W-7Ni-3Fe

ANDRZEJ JAROSŁAW PANAS, JANUSZ TERPIŁOWSKI,  
TOMASZ MAJEWSKI

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki,  
00-908 Warszawa, ul. S. Kaliskiego 2

**Streszczenie.** W artykule przedstawiono wyniki badań doświadczalnych oraz kompleksowej analizy właściwości cieplno-fizycznych (termofizycznych) spieku o składzie 90% W, 7% Ni i 3% Fe. Badany materiał, wytwarzany metodą spiekania z udziałem fazy ciekłej, ma niejednorodną strukturę kompozytu dyspersyjnego z fazą wiążącą w postaci stopu o składzie 53% Ni, 23% Fe i 24% W wypełnioną quasi-sferycznymi cząstkami wolframu. W badaniach doświadczalnych określono charakterystyki termiczne ciepła właściwego w zakresie temperatury od  $-15^{\circ}\text{C}$  do  $600^{\circ}\text{C}$ , liniowej rozszerzalności cieplnej i wydłużenia względnego w zakresie od  $20^{\circ}\text{C}$  do  $1120^{\circ}\text{C}$  oraz dyfuzyjności cieplnej w zakresie od  $20^{\circ}\text{C}$  do  $670^{\circ}\text{C}$ . Doświadczenia wykonano za pomocą mikrokalorymetru skaningowego (DSC), dylatometru interferencyjnego oraz stanowiska do badań dyfuzyjności cieplnej metodą impulsowego powierzchniowego wymuszenia laserowego. W pracy przedstawiono reprezentatywne charakterystyki poszczególnych właściwości termofizycznych dla zakresu temperatury od  $20^{\circ}\text{C}$  do  $600^{\circ}\text{C}$ , który odpowiada obszarowi wspólnemu dla wszystkich wykonanych doświadczeń. Analizę uzupełniono wynikami predykcji przewodności elektrycznej, a także dodatkowymi badaniami gęstości wykonanymi metodą wypornościową.

**Słowa kluczowe:** właściwości termofizyczne, dyfuzyjność cieplna, przewodność cieplna, liniowa rozszerzalność cieplna, ciepło właściwe, spieki ciężkie, metale ciężkie

**Symbole UKD:** 536.2

### Oznaczenia

$a$	$[\text{m}^2 \cdot \text{s}^{-1}]$	dyfuzyjność cieplna
$c_p$	$[\text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}]$	ciepło właściwe przy stałym ciśnieniu
$e$	$[\text{C}]$	ładunek elementarny
$\dot{H}$	$[\text{W}]$	strumień entalpii

$k_B$	[eV · K <sup>-1</sup> ]	stała Boltzmannna
$l$	[m]	długość/wysokość/wymiar liniowy
$L$	[W · Ω · K <sup>-2</sup> ]	stała Lorentza
$m$	[kg]	masa
$p$	[Pa]	ciśnienie
$t$	[°C]	temperatura
$T$	[K]	temperatura bezwzględna
$\alpha^*$	[K <sup>-1</sup> ]	rozszerzalność cieplna liniowa odniesiona do długości początkowej
$\varepsilon$	[m · m <sup>-1</sup> ]	wydłużenie względne
$\lambda$	[W · m <sup>-1</sup> · K <sup>-1</sup> ]	przewodność cieplna
$\lambda_{\text{He-Ne}}$	[nm]	długość fali promieniowania lasera
$\rho$	[kg · m <sup>3</sup> ]	gęstość
$\sigma$	[S · m <sup>-1</sup> ]	przewodność elektryczna właściwa
$\tau$	[s]	czas

## 1. Wprowadzenie

Metale ciężkie dzięki swoim specyficznym właściwościom mechanicznym znajdują szereg zastosowań specjalnych [1, 2]. Właściwości te są wynikiem mikrostruktury kształtowanej w procesie spiekania z udziałem fazy ciekłej. Jakkolwiek decydujące o późniejszych zastosowaniach są właściwości mechaniczne, to optymalizacja procesów wytwórczych o wybitnie cieplnym charakterze, a także ulepszanie konstrukcji wykorzystujących spieki, wymaga znajomości również właściwości cieplno-fizycznych (termofizycznych) tych materiałów.

W przypadku metali ciężkich w procesie spiekania uzyskuje się materiał kompozytowy, w którym twarde sferoidalne cząstki osnowy wolframowej (por. rys. 1) rozproszone są w plastycznej fazie wiążącej 53Ni-23Fe-24W [3, 4]. Z uwagi na fakt, że w kształtowaniu właściwości cieplnych ma udział zarówno osnowa, jak i wypełnienie kompozytu, istotna, z punktu widzenia technologii wytwarzania, jest znajomość właściwości termofizycznych obu faz. Niemniej ważne są również w tym zakresie względy czysto poznawcze — badany materiał jest modelowym przykładem kompozytu dyspersyjnego.

Właściwościom fazy wiążącej 53Ni-23Fe-24W poświęcono kilka wcześniejszych publikacji, a mianowicie prace [5, 6, 7]. W niniejszym opracowaniu przedstawiono natomiast wyniki badań doświadczalnych gęstości, rozszerzalności cieplnej, dyfuzyjności cieplnej i ciepła właściwego gotowego spieku ciężkiego 90W-7Ni-3Fe. Eksperymenty wykonano przy zastosowaniu tych samych, co w przypadku materiału osnowy, procedur pomiarowych. Do określenia charakterystyk termicznych badanych właściwości zastosowano procedury, w których wykorzystano aproksymację funkcjami sklejanymi (por. np. [5, 8]). Wyniki badań doświadczalnych

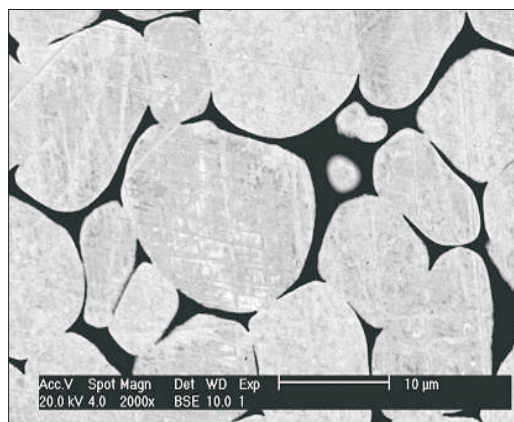
uzupełniono wynikami obliczeń przewodności cieplnej badanego materiału oraz wynikami predykcji przewodności elektrycznej. Zwięzły opis wykonywanych pomiarów, charakterystykę procedur opracowania danych oraz komplet uzyskanych wyników przedstawiono w dalszej części pracy.

## 2. Metodyka badań doświadczalnych

### 2.1. Przygotowanie próbek do badań

Badaniom poddano metal ciężki 90W-7Ni-3Fe. Próbkę do badań wykonano z mieszanki proszkowej, ujednorodnionej w młynku planetarnym Pulverisette 5/2 firmy Fritsch, stosując czas mieszania wynoszący 10 godzin. Otrzymaną mieszankę proszków poddano prasowaniu metodą prasowania izostatycznego na zimno (CIP) przy zastosowaniu prasy SO 5-7451-O firmy National Forge Europe, w elastycznych formach lateksowych. Kolejną operacją było wyżarzanie redukujące w atmosferze zdysocjowanego amoniaku w piecu rurowym typu RO 13,5. Temperatura wyżarzania wynosiła 1180°C, a czas 2 godziny. Wyżarzanie końcowe przeprowadzono w próżni, w temperaturze 1500°C i w czasie 60 minut, w piecu próżniowym NVS 1500/30. W wyniku przeprowadzonego procesu uzyskano spiek 90W-7Ni-3Fe. Wykonano z niego próbki do badań dylatometrycznych, do pomiarów dyfuzyjności cieplnej i do badań mikrokalorymetrycznych. Zastosowana technologia wytwarzania zapewniła możliwość uzyskania materiału pozbawionego porów o jednorodnej strukturze.

Mikrostrukturę otrzymanego spieku pokazano na rysunku 1. Z tego materiału wykonano próbki pomiarowe do badań poszczególnych właściwości cieplnych.



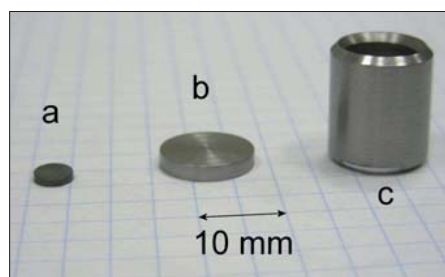
Rys. 1. Mikrostruktura badanego spieku 90W-7Ni-3Fe. Na ilustracji widoczne są jasne ziarna wolframu w ciemnej osnowie spieku 53Ni-23Fe-24 W

Badania ciepła właściwego i dyfuzyjności cieplnej realizowano, wykorzystując próbki o kształcie dysku, pomiary rozszerzalności cieplnej przeprowadzono na próbce o kształcie tulejki. Wymiary badanych próbek podano w tabeli 1. Widok próbek przedstawia rysunek 2. Dodatkowe czynności przygotowawcze polegały na przyspawaniu mikrotermoelementów typu J do próbki dyfuzyjnościowej (średnica zastępcza drutów — ok. 0,03 mm; por. [7]) oraz przytwierdzeniu termoelementu typu K do pobocznicy próbki rozszerzalnościowej (średnica drutów 0,11 mm). W celu ułatwienia regulacji (justowania) interferometru na jednej z powierzchni podstaw tulejki dylatometrycznej dokonano nacięć, uzyskując występy zapewniające trójpunktowe podparcie zwierciadła interferometru (por. [5, 8, 9]).

TABELA 1

Wymiary badanych próbek spieku 90W-7Ni-3Fe i podstawowe dane wykonanych badań

Badany parametr	Oznaczenie/ Metoda badań	Wymiary [mm]			Zakres temperaturowy badań [°C]
		średnica zewnętrzna	średnica wewnętrzna	wysokość	
Ciepło właściwe	$c_p(t)$ /DSC	4,98	n.d.	1,12	-20÷600
Rozszerzalność cieplna	$\alpha^*(t)$ , $\varepsilon(t)$ /dylatometr interfer.	12,95	9,05	14,95	20÷1120
Dyfuzyjność cieplna	$a(t)$ /impulsowa, LF	12,7	n.d.	2,02	20÷670



Rys. 2. Widok badanych próbek: a) do badań mikrokalorymetrycznych ciepła właściwego; b) do określenia dyfuzyjności cieplnej metodą impulsowego nagrzewania laserowego; c) do pomiaru linowej rozszerzalności cieplnej metodą interferencyjną

## 2.2. Pomiary wagowe

Niezbędne do określenia efektów cieplnych i ciepła właściwego przy badaniach mikrokalorymetrycznych pomiary masy wykonywano za pomocą wagi laboratoryjnej Mettler-Toledo AT 261. Rozdzielczość pomiaru wynosiła 0,01 mg,

a deklarowana dokładność  $\pm 0,02$  mg. Za pomocą tej samej wagi uzupełnionej o specjalny zestaw elementów dodatkowych wykonano pomiary gęstości metodą wypornościową (por. [10]). Jako płynu odniesieniowego użyto wody destylowanej z dodatkiem środka zmniejszającego napięcie powierzchniowe. Badania wykonano przy temperaturze pokojowej, uwzględniając w obliczeniach efekty rozszerzalności cieplnej płynu.

### 2.3. Pomiary mikrokalorymetryczne — DSC

Badania ciepła właściwego przeprowadzono za pomocą mikrokalorymetru skaningowego Perkin-Elmer Pyris 1. Mikrokalorymetr skaningowy DSC (*differential scanning calorimetry*) Pyris 1 jest przystosowany do prowadzenia analiz termicznych różnego rodzaju. Wykorzystanie jako zasady pozyskania sygnału termicznego metody kompensacji strumienia ciepła uprzywilejowuje ten przyrząd w pomiarach ciepła właściwego [11]. Typowe pomiary wykonuje się na próbkach o masach od kilku do kilkudziesięciu miligramów dla materiałów o małej gęstości i pojedynczych setek miligramów dla materiałów o dużej gęstości i małym cieple właściwym. Przy doborze masy badanej próbki decydującym parametrem jest jej pojemność cieplna. Przyrząd skalibrowano zarówno dla pomiarów temperatury, jak i badania efektów cieplnych, wykorzystując standardowe procedury kalibracji. Jako wzorców użyto indu i cynku. Kalibrację wykonano dla szybkości (tempa) zmian temperatury 10 K/min.

W badaniach charakterystyk termicznych procesu skanowania, tzn. przy rejestracji krzywej skanowania termicznego DSC, wykorzystuje się informację o sygnale odniesienia. W terminologii kalorymetrycznej oznacza to uwzględnienie kształtu krzywej bazowej. Tę krzywą rejestrowano dla warunków dokładnie odpowiadających pomiarowi zasadniczemu przy pustych komorach pomiarowych, przykrytych standardowymi przykrywkami platynowymi. Zachowanie tych samych warunków oznacza przeprowadzanie pomiaru przy takiej samej, standardowej szybkości przepływu gazu inertnego — odwodnionego  $N_2$  — wynoszącej 20 ml/min, włączonym grzejniku ochronnym głowicy oraz po ustabilizowaniu się parametrów pracy głowicy w warunkach chłodzenia przez chłodziarkę Perkin-Elmer Intracooler 1.

Do wyznaczania ciepła właściwego wykorzystano dokładniejszą metodę doświadczalnego określania pojemności cieplnej, a mianowicie metodę trzech krzywych [10, 11]. Jest to metoda pomiaru porównawczego (względnego). Polega ona na wyznaczeniu, w trzech oddzielnych pomiarach, wartości różnicy strumienia entalpii (w warunkach eksperymentu jest to ciepło dostarczane do badanego układu) w funkcji temperatury dla:

- obydwu pustych komór  $\dot{H}_{bc}(T)$  (wyznaczenie linii bazowej),
- z badaną próbką w komorze pomiarowej oraz z pustą kapsułką w komorze odniesienia  $\dot{H}(T)$ ,

- dla materiału wzorcowego w komorze pomiarowej  $\dot{H}_{wz}(T)$  i pustej kapsułki w komorze odniesienia, o ile materiał wzorcowy jest zamknięty w kapsułce (wyznaczenie krzywej odniesienia).

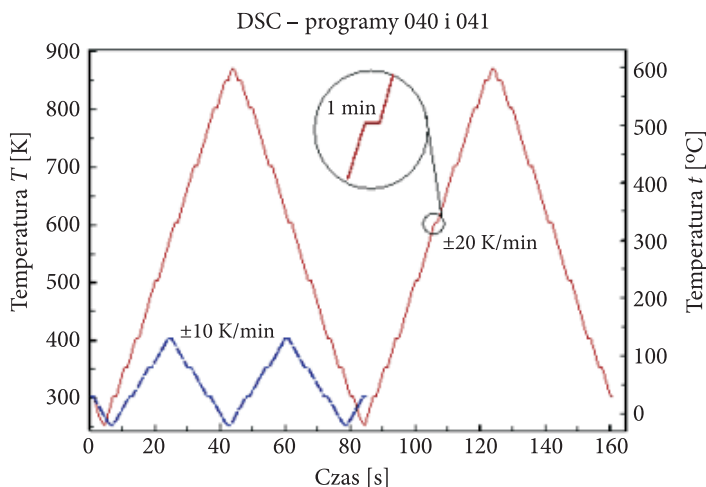
Wszystkie trzy sygnały są wyznaczone dla jednakowych nastaw przyrządu pomiarowego w celu zapewnienia identycznych warunków pomiaru. Mając powyższe zależności oraz znając charakterystykę pojemności cieplnej wzorca  $c_{p,wz}$ , jego masę  $m_{wz}$  oraz masę próbki  $m$ , ciepło właściwe można obliczyć ze wzoru

$$c_p(T) = c_{p,wz}(T) \frac{m_{wz} \dot{H}(T) - \dot{H}_{bz}(T)}{m \dot{H}_{wz}(T) - \dot{H}_{bz}(T)}. \quad (1)$$

Materiał stosowany na wzorec musi się charakteryzować stabilnością termiczną. Jego właściwości cieplne muszą być ściśle określone i znane. W danym przypadku użyto próbki szafirowej o masie 141,70 mg. Do opracowania sygnałów zastosowano standardowe oprogramowanie mikrokalorymetru z wprowadzonymi charakterystykami wzorca. We wcześniejszych badaniach ustalono, że są one tożsame z danymi publikacji [12].

Zalecenia literaturowe ograniczają możliwości mikrokalorymetrycznego pomiaru ciepła właściwego do procesów grzania (por. np. [11, 13]). W niniejszym przypadku zastosowano autorskie zmodyfikowane programy termiczne badań przedstawione na rysunku 3. Modyfikacja polegała na przyjęciu sekwencyjnego liniowego grzania lub chłodzenia z izotermicznymi przerwami procesu. Dzięki temu możliwe było uzyskanie wiarygodnych wyników pomiarów zarówno z procesów grzania, jak i chłodzenia (por. [10, 14]). Zastosowanie procedur aproksymacyjnych przy opracowaniu bezpośrednich wyników obliczeń pozwala na zidentyfikowanie charakterystyki termicznej ciepła właściwego z dużą dokładnością. W pomiarach testowych, wykonanych dla próbek materiałów o znanych właściwościach, uzyskano zgodność wyników badań na poziomie 0,7% (w zakresie temperatury od 20°C do 530°C — 0,5%, a w zakresie od -20°C do 600°C — 0,9%) [14]. Możliwa do uzyskania, deklarowana przez producenta, dokładność pomiaru ciepła właściwego przy grzaniu wynosi 0,7% [11]. Oszacowania własne, uwzględniające z jednej strony odejście od typowych właściwości materiałowych badanych próbek, z drugiej zaś strony biorące pod uwagę potrzebę wykonywania badań w procesach chłodzenia, wskazują, że dokładność pomiaru ciepła właściwego przy zastosowaniu odpowiedniego reżimu badań nie powinna być gorsza niż 2%.

W celu określenia wpływu historii stanu cieplnego materiału nie ograniczono się do pomiaru pojedynczego, lecz cykl badań powtórzono (por. rys. 3). Podobnie również powtórzono badania niskotemperaturowe ze zmniejszoną szybkością zmian temperatury (rys. 3 — program 041). Podczas wykonywania badań przy zbyt dużych szybkościach zmian, zaprogramowanych na 20 K/min, stwierdzono,



Rys. 3. Programy termiczne badań mikrokalometrycznych składające się z etapów liniowego grzania/chłodzenia przedzielonych izotermicznymi przystankami do stabilizacji warunków wymiany ciepła komory pomiarowej [14]: 040 — wysokotemperaturowy o szybkości zmian temperatury  $\pm 20$  K/min, 041 — niskotemperaturowy z tempem grzania/chłodzenia  $\pm 10$  K/min

że przekroczone zostały ograniczenia przyrządowe uwarunkowane wydajnością odprowadzania ciepła od głowicy pomiarowej.

## 2.4. Pomiary dylatometryczne

Do badań rozszerzalności cieplnej liniowej wykorzystano zmodyfikowaną metodę interferencyjną. Dokładny opis metody i stanowiska dylatometrycznego podano w opracowaniu [9]. Zastosowana metoda jest metodą pomiaru bezpośredniego absolutnego. W wysokorozdzielczych termicznie pomiarach określa się charakterystyki termiczne (czyli zależności temperaturowe) rozszerzalności liniowej odniesionej do długości początkowej [9, 15]

$$\alpha^*(T) \equiv \frac{1}{l(T_0)} \left[ \frac{\partial l(T)}{\partial T} \right]_p = \frac{1}{l_0} \left[ \frac{\partial l(T)}{\partial T} \right]_p \quad (2)$$

oraz wydłużenia względnego badanej próbki definiowanego jako

$$\varepsilon(T) \equiv \frac{l(T) - l(T_0)}{l(T_0)} = \frac{\Delta l}{l_0}, \quad (3)$$

ale w eksperymencie wyznaczanego zgodnie z zależnością

$$\varepsilon(T) = \int_{T_0}^T \alpha^*(\xi) d\xi, \quad (4)$$

gdzie  $l(T)$  jest długością badanej próbki w temperaturze  $T$ . Ponieważ próbka stanowi bazę interferometru pomiarowego, więc pomiar zmian długości sprowadza się do śledzenia zmian obrazu interferencyjnego [9]. Przy automatycznym zliczaniu prążków interferencyjnych rozszerzalność cieplna liniowa jest z reguły obliczana w przedziałach  $dT_i$  odpowiadających dyskretnej zmianie długości badanej próbki wg wzoru:

$$dl_m = (-1)^m \frac{\lambda_{\text{He-Ne}}}{4} = (-1)^m \frac{632,8}{4} [\text{nm}] = (-1)^m 158,2 [\text{nm}], \quad m = 0 \vee 1. \quad (5)$$

Umożliwia to obliczenie różnicowego przybliżenia rozszerzalności cieplnej liniowej

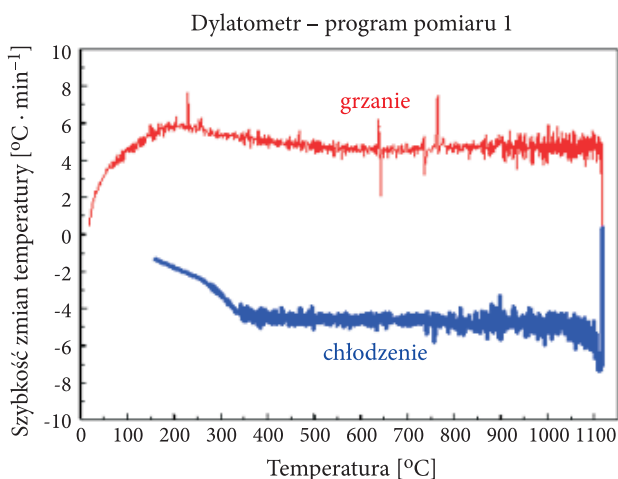
$$\alpha^*_{|T_i}^{T_i+dT_i} = \frac{1}{l(T_0)} \frac{l(T_i + dT_i) - l(T_i)}{dT_i} = \frac{1}{l(T_0)} \frac{dl_m}{dT_i}, \quad (6)$$

gdzie:  $i$  jest numerem prążka, natomiast  $m = 0$ , gdy próbka się wydłuża,  $m = 1$  przy zmniejszaniu się długości próbki. Parametr  $m$  jest dobierany programowo podczas opracowywania danych.

Przy standardowych badaniach rozszerzalności z wykorzystaniem omawianego stanowiska możliwe jest wyznaczenie wydłużenia względnego z błędem względnym nieprzekraczającym 1,5% oraz uzyskanie zgodności charakterystyk aproksymacyjnych liniowej rozszerzalności cieplnej z danymi literaturowymi badanych materiałów referencyjnych nie gorszej niż 2% [9]. W badaniach próbki z czystej miedzi zanotowano odstępstwa aproksymowanych danych rozszerzalności cieplnej liniowej mniejsze od 1% przy temperaturze nieprzekraczającej 530°C [10]. Należy dodać, że dokładność bezpośredniego określenia rozszerzalności liniowej zależy od takich czynników, jak np. właściwości termofizyczne materiału badanej próbki, wielkość przedziału uśredniania  $dT_i$ , długość próbki itd. Każdy przypadek wymaga indywidualnego potraktowania. Dla przykładu można podać, iż w testach z wykorzystaniem wzmiankowanej próbki z Cu, przy zachowaniu rozdzielczości poniżej 1 K, rozrzut punktów pojedynczych pomiarowych na ogół nie przekracza  $\pm 2,5\%$ .

Badania rozszerzalności cieplnej przeprowadzono w trybie wymuszenia cyklicznego (por. [9]). Tak jak w przypadku badań mikrokalorymetrycznych, starano się określić wpływ historii cieplnej materiału na otrzymywane wyniki. Dodatkową przesłanką konieczności powtórzenia pomiarów były wyniki wcześniejszych badań właściwości fazy wiążącej spieku (por. [5, 6]). W badaniach tych stwierdzono występowanie co najmniej dwóch przemian, z których jedna ma prawdopodobnie charakter magnetyczny; rodzaju drugiej nie określono (por. [7]). W związku z powyższym, pomiary rozszerzalności cieplnej liniowej i wydłużenia względnego próbki z 90W-7Ni-3Fe powtórzono czterokrotnie [8]. Zakres temperatury badań

wynosił od 20°C do 1120°C. Rejestracji sygnałów dokonywano zarówno przy nagrzewaniu jak i podczas chłodzenia próbki. Typowy program zmian temperatury przedstawiono na rysunku 4. Podobnie jak w przypadku badań fazy wiążącej [5] do pomiaru temperatury zastosowano termoelementy typu K o średnicy drutów ok. 0,1 mm przytwierdzone do pobocznic próbki. Więcej szczegółowych informacji dotyczących dylatometru interferencyjnego i pomiarów rozszerzalności cieplnej podano w opracowaniach [5] i [9].



Rys. 4. Program termiczny przykładowego pomiaru dylatometrycznego w postaci charakterystyki różniczkowej zmian temperatury (szybkość zmian temperatury w funkcji temperatury)

## 2.5. Pomiary dyfuzyjności cieplnej

Badania dyfuzyjności cieplnej przeprowadzono metodą powierzchniowego nagrzewania impulsowego z pomiarem różnicowym temperatury płaskich powierzchni badanej próbki dyskowej (por. rys. 2). Dokładny opis metody zawiera publikacja [7]. Metoda ta stanowi modyfikację klasycznej metody impulsowej Parkera [16]. W pomiarach dyfuzyjności cieplnej badany jest proces wyrównywania się temperatury w próbce po zaadsorbowaniu przez jedną z jej powierzchni energii. Wykorzystane w metodzie zmodyfikowanej matematyczne rozwiązanie stosownego problemu przewodzenia ciepła charakteryzuje się szybszą zbieżnością szeregu, którym jest reprezentowane [17]. W takim przypadku łatwiejsze staje się zapewnienie warunków pomiaru zgodnych z założeniami wykorzystywanej metody. Metoda ta zalicza się do metod absolutnych o dyskretnym charakterze wyników. W przeciwieństwie jednak do dwóch poprzednich przypadków, w których badania wykonywane były podczas ciągłego nagrzewania lub chłodzenia próbki, pomiary dyfuzyjności przeprowadzane są pojedynczo po każdorazowym ustaleniu się warunków termicznych. Zależność

dyfuzyjności cieplnej od temperatury ustalono na podstawie zbioru punktów pomiarowych. Do obliczeń dyfuzyjności cieplnej stosowano zależność [7, 17]

$$a_n = \frac{l_0^2}{\pi^2 \tau_c}, \quad (7)$$

gdzie  $\tau_c$  oznacza czas charakterystyczny procesu wyrównywania się temperatury próbki, natomiast  $l_0$  oznacza grubość próbki w temperaturze pokojowej. Obliczeniowe wartości dyfuzyjności (7) nie uwzględniają zjawiska rozszerzalności cieplnej i wymagają korekcji do postaci

$$a = \frac{l(T)^2}{\pi^2 \tau_c} = \frac{l_0^2 [1 + \varepsilon(T)]^2}{\pi^2 \tau_c}. \quad (8)$$

Wyznaczenie rzeczywistej wartości dyfuzyjności cieplnej badanej próbki wymaga zatem znajomości charakterystyki termicznej wydłużenia względnego materiału, z którego jest ona wykonana. Przy odpowiedniej realizacji eksperymentu całkowity błąd względny pomiaru dyfuzyjności cieplnej może być mniejszy od 3% (por. [7]).

Ze względu na dyskretny charakter wyników pomiaru dyfuzyjności podczas badań metodą impulsową utrudnione jest określenie wpływu historii jej stanu cieplnego na uzyskiwane rezultaty. Ponadto sam pomiar wiąże się z zaburzeniem lokalnej równowagi termicznej próbki. Stanowi to przyczynę rozrzutu punktów pomiarowych przekraczającego deklarowaną dokładność badań. Zasadne jest zatem stosowanie do opracowywania wyników odpowiednich procedur aproksymacyjnych wykorzystujących dane pomiarów innych właściwości termofizycznych stanowiących źródła informacji uzupełniające.

Do pomiaru temperatury próbki oraz pomiaru różnic temperatury zastosowano miniaturowe termoelementy typu J o średnicy drutów 0,05 mm. Termoelementy zostały przyspawane do powierzchni próbki dyskowej metodą zgrzewania elektroiskrowego.

## 2.6. Dodatkowe badania właściwości magnetycznych

Ze względu na to, że badany spiek, podobnie jak i stop fazy wiążącej 53Ni-23Fe-24W (por. [6, 7]), charakteryzuje się w temperaturze pokojowej właściwościami ferromagnetycznymi, wykonano również badania orientacyjnego położenia punktu Curie. Do pomiarów wykorzystano dedykowane stanowisko pomiarowe. Opis stanowiska i metody badań zawiera publikacja [7]. Badano próbkę „dyfuzyjnościową” (por. rys. 2b) z termoelementem typu K o średnicy drutów 0,05 mm, przyspawanym do powierzchni bocznej. Pomiar polegał na obserwacji zachowania się próbki przy zbliżaniu do niej magnesu stałego. Kontrola stanu magnetycznego próbki była dokonywana podczas kolejnych cykli ogrzewania i chłodzenia.

### 3. Wyniki badań doświadczalnych

Przed przystąpieniem do badań charakterystyk termicznych ciepła właściwego, rozszerzalności cieplnej i dyfuzyjności cieplnej wykonano pomiary gęstości metodą wypornościową na wszystkich trzech dostępnych próbkach spieku 90W-7Ni-3Fe. Pomiary przeprowadzono w temperaturze ok. 20°C po wyrównaniu się temperatury cieczy odniesieniowej z otoczeniem. Z uwagi na fakt, że przy próbkach o małych wymiarach występuje zwiększone ryzyko popełnienia błędu związanego z niecałkowitym zwilżeniem powierzchni badanej próbki, każdy pomiar powtórzono kilkakrotnie. Wyniki badań w postaci wartości średnich przedstawiono w tabeli 2. Dane te stanowią uzupełnienie wyników pomiaru wymiarów liniowych badanych próbek zaprezentowanych w tabeli 1. Na podstawie uzyskanych wyników wyznaczono średnią arytmetyczną ważoną gęstości trzech próbek 90W-7Ni-3Fe, która wyniosła 15849,8 kg m<sup>-3</sup>. Dodatkowo wykonano również badania gęstości próbki mikrokalorymetrycznej wzorcowej z szafiru. Zgodność uzyskanego rezultatu z danymi literaturowymi (por. np. [19]) stanowi potwierdzenie poprawności zastosowanych procedur pomiarowych.

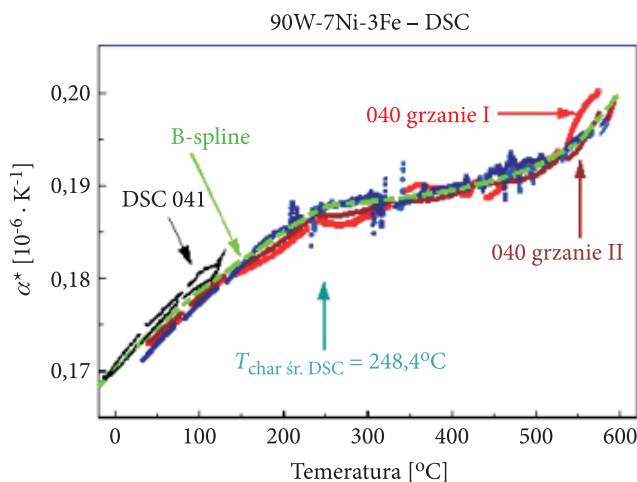
TABELA 2

Wyniki pomiarów gęstości

Próbka	Gęstość $\rho$
	[kg · m <sup>3</sup> ]
90W-7Ni-3Fe DSC	16331,3
90W-7Ni-3Fe dylat.	15779,0
90W-7Ni-3Fe LF	16064,0
Średnia ważona pomiarów gęstości	15849,8
szafir (DSC — ref.)	3958,7

Pomiary ciepła właściwego przeprowadzono zgodnie z opisaną wcześniej metodyką z zastosowaniem dwóch programów wymuszenia cieplnego: wysokotemperaturowego 040 i dodatkowego niskotemperaturowego 041 (rys. 3). Z bezpośrednich wyników usunięto fragmenty danych „rozbiegowych” odpowiadające początkowym fazom każdego pojedynczego procesu grzania lub chłodzenia (por. [10, 14]). Te rezultaty odpowiadają nieustabilizowanym, pozamodelowym, warunkom wymiany ciepła. Pominięto również wyniki z cykli programu 040 z przedziału [−20°C, 30°C] ze względu na przekroczenie ograniczeń metrologicznych przyrządu. Rezultaty wykorzystane do obliczeń aproksymacyjnych przedstawiono na rysunku 5. Analizując wstępnie wyniki pomiarów, można wyraźnie zidentyfikować

załamanie charakterystyk wartości ciepła właściwego blisko temperatury 250°C. Dokładniejsza analiza danych numerycznych pozwala na określenie temperatury przemiany przy grzaniu na 249,5°C, a przy chłodzeniu 247,3°C. Brak efektów niezerowej wartości entalpii (ciepła) przemiany nie pozwala na zaliczenie przemiany do przemian I rodzaju [20]. Biorąc natomiast pod uwagę informacje na temat ferromagnetycznych właściwości badanego materiału [21], sformułowano wstępną hipotezę o magnetycznym charakterze przemiany.



Rys. 5. Wyniki mikrokalorymetrycznego (DSC) pomiaru ciepła właściwego spieku 90W-7Ni-3Fe z zaznaczonym przebiegiem aproksymującej je funkcji sklepanej (B-spline)

Charakterystyki aproksymacyjne ciepła właściwego wyznaczono za pomocą procedur aproksymacji funkcjami sklepanymi typu B (por. [22]). Aproksymowano zbiorcze wyniki grzania i chłodzenia z powtarzanych cykli (drugie grzanie i drugie chłodzenie) obu procesów: 040 i 041. W ten sposób pominięto ewentualne efekty tzw. pierwszego grzania. Zastosowano funkcje trzeciego stopnia z węzłami stałymi. W celu wymuszenia nieciągłości pierwszej pochodnej w punkcie przemiany fazowej, węzeł ulokowany na pozycji odpowiadającej temperaturze 248,4°C potrojono. Wyniki obliczeń zamieszczono w tabeli 3, nanosząc je również na wykres z rysunku 5. Względne różnice między otrzymaną krzywą i aproksymowanymi danymi nie przekraczają ok. 2,5% w całym zakresie temperaturowym badań DSC.

Przy badaniach rozszerzalności cieplnej liniowej zauważono w pobliżu temperatury 700°C już w pierwszym pomiarze efekty przemiany fazowej noszącej cechy odwracalnej przemiany II rodzaju (por. [10, 20]). Rozpoznanie przemiany zdaje się potwierdzać analiza różniczkowej charakterystyki wymuszenia cieplnego z rysunku 4 — charakterystyka nie zawiera wyraźnych znamion tzw. ciepła utajonego przemiany. Efekty przemiany nasiliły się podczas kolejnych pomiarów, co polegało na wyostreniu

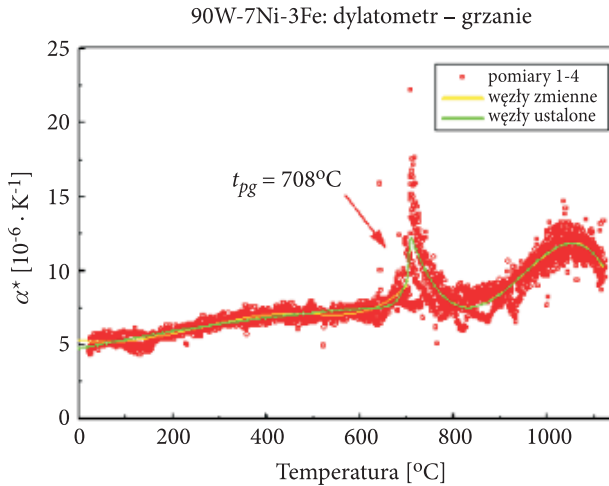
TABELA 3

Wyznaczone na podstawie przeprowadzonych badań doświadczalnych charakterystyki  
aprosymacyjne właściwości speku 90W-7Ni-3Fe

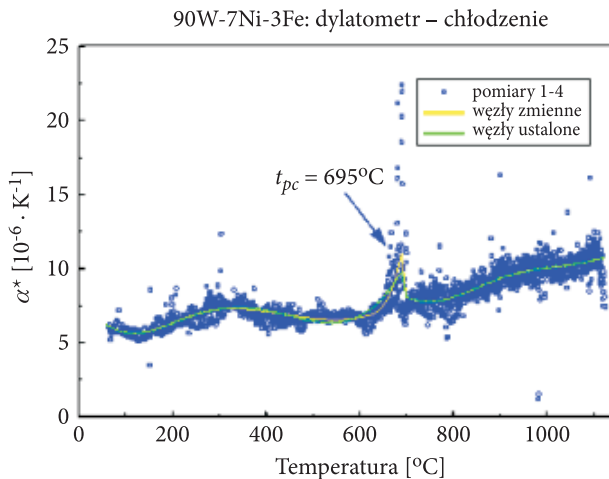
$t$ [°C]	$c_p$ [J · g <sup>-1</sup> · K <sup>-1</sup> ]	$\alpha^*$ <sub>grzanie</sub> [10 <sup>-6</sup> · K <sup>-1</sup> ]	$\alpha^*$ <sub>chłodz.</sub> [10 <sup>-6</sup> · K <sup>-1</sup> ]	$\varepsilon_{\text{sr g. ch.}}^*$ [mm · m <sup>-1</sup> ]	$a$ [10 <sup>-6</sup> · m <sup>2</sup> · s <sup>-1</sup> ]	$\rho$ [kg · m <sup>-3</sup> ]
-20	0,16845			-0,1953	18,73	15859,1
0	0,17040	4,750		-0,0986	18,72	15854,5
20	0,17225	4,875		0,0000	18,70	15849,8
50	0,17482	5,058	6,420	0,1516	18,67	15842,6
100	0,17864	5,353	5,7000	0,4142	18,62	15830,1
150	0,18200	5,636	5,787	0,6891	18,57	15817,1
200	0,18505	5,903	6,312	0,9762	18,52	15803,4
<u>250</u>	0,18784	6,156	6,908	1,2756	18,48	15789,2
300	0,18826	6,393	7,272	1,5873	18,83	15774,4
350	0,18877	6,612	7,361	1,9113	19,18	15759,1
400	0,18948	6,815	7,198	2,2476	19,52	15743,2
450	0,19053	6,999	6,831	2,5961	19,87	15726,7
500	0,19202	7,163	6,4638	2,9569	20,22	15709,6
550	0,19458	7,308	6,366	3,3301	20,57	15692,0
600	0,19987	7,432	6,805	3,7154	20,91	15673,8
650		7,536	8,050	4,1131	21,26	15655,0
<u>695</u>		8,857	8,163			
700		9,269	8,087	4,5231	21,61	15635,7
<u>708</u>		12,467	7,984			
750		9,503	7,773	4,9453		15615,8
800		7,787	8,072	5,3798		15595,4
850		7,582	8,691	5,8266		15574,4
900		8,405	9,343	6,2857		15552,8
950		9,773	9,787	6,7571		15530,7
1000		11,142	10,055	7,2407		15508,0
1050		11,837	10,270	7,7366		15484,8
1100		11,164	10,557	8,2449		15461,0
1120		10,357	10,7186	8,4516		15451,3

\* Kursywą oznaczono dane ekstrapolowane poza przedział badań doświadczalnych; podkreślenia odpowiadają orientacyjnej temperaturze zidentyfikowanych przemian.

wyraźnych pików charakterystyki  $\alpha^*(t)$  uwidocznionych na rysunku 6 i 7. Ilustracje te przedstawiają wyniki wszystkich wykonanych pomiarów. Położenie pików przyjęto na poziomie  $708^\circ\text{C}$  przy grzaniu i  $695^\circ\text{C}$  przy chłodzeniu. Różnica pomiędzy temperaturami przejścia może w dużej części odpowiadać efektom gradientu temperatury w badanej próbce z termoelementem pomiarowym (por. [10]). W badaniach



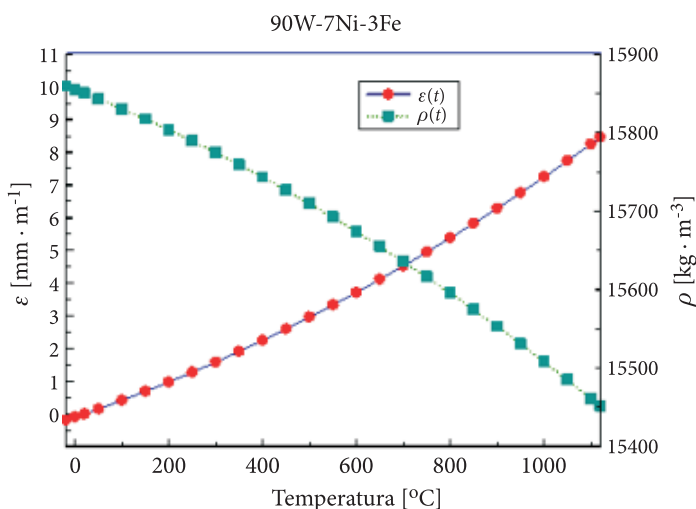
Rys. 6. Wyniki badań dylatometrycznych w postaci nałożonych na siebie wyznaczonych wartości rozszerzalności cieplnej liniowej  $\alpha^*$  z etapu grzania wszystkich czterech pomiarów wraz z przebiegami aproksymacyjnych funkcji sklepanych (por. [8])



Rys. 7. Wyniki badań dylatometrycznych w postaci nałożonych na siebie wyznaczonych wartości rozszerzalności cieplnej liniowej  $\alpha^*$  z etapu chłodzenia wszystkich czterech pomiarów wraz z przebiegami aproksymacyjnych funkcji sklepanych (por. [8])

dylatometrycznych nie zaobserwowano natomiast efektów poprzednio omawianej przemiany niskotemperaturowej w pobliżu temperatury 250°C. Dokładniejszy opis badań dylatometrycznych i ich wyników podano w publikacji [8]. Tam też przedstawiono dokładne informacje dotyczące procedur aproksymacyjnych. Podobnie jak w przypadku ciepła właściwego, do przybliżenia zastosowano funkcje sklepane typu B trzeciego stopnia i zwielokrotnienie węzłów w celu odzwierciedlenia nieciągłości pierwszej pochodnej. Wyniki obliczeń, odrębne dla charakterystyki grzania oraz chłodzenia, przedstawiono w tabeli 3.

Po wykonaniu stosownych obliczeń wyznaczono również charakterystyki wydłużenia względnego  $\varepsilon$  w funkcji temperatury. Uwidoczniły one słabą histerezę wydłużenia w zakresie od około 200°C do około 750°C (por. [10]). Do prezentacji w ramach niniejszego opracowania wybrano jednak zastępczą charakterystykę wydłużenia wspólną dla obu etapów. Wyniki grzania i chłodzenia aproksymowano wspólną parabolą, a rezultaty obliczeń przedstawiono w tabeli 3 i na rysunku 8.



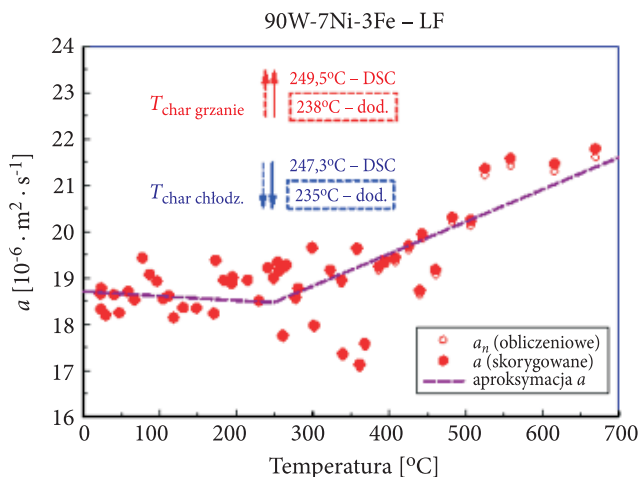
Rys. 8. Przebieg obliczeniowej aproksymacyjnej charakterystyki termicznej wydłużenia względnego  $\varepsilon(t)$  oraz wyznaczone przy jej użyciu (skorygowane rozszerzalnościowo) wartości gęstości badanego spieku 90W-7Ni-3Fe w funkcji temperatury  $\rho(t)$

Charakterystykę  $\varepsilon(t)$  wykorzystano następnie do określenia zmian gęstości z temperaturą (tab. 3 i rys. 8) według wzoru

$$\rho(t) = \frac{\rho(t = 20^\circ\text{C})}{[1 + \varepsilon(t)]^3} \quad (9)$$

oraz do skorygowania wyników pomiaru dyfuzyjności cieplnej zgodnie z zależnością (8).

Otrzymane w wyniku kolejnych eksperymentów rezultaty pomiaru dyfuzyjności cieplnej próbki spieku 90W-7Ni-3Fe przedstawiono na rysunku 9. Do aproksymacji wyników zastosowano funkcje sklepane stopnia pierwszego. Decyzję o dwukrotnym obniżeniu stopnia funkcji sklepanych podjęto, podobnie jak i w przypadku badań materiału fazy wiążącej 53Ni-23Fe-24W (por. [7]), w celu uniknięcia niejednoznaczności przy ewentualnej ekstrapolacji danych do obszaru wysokotemperaturowego. Ponieważ zakres temperatury badań obejmował przemianę zaobserwowaną w badaniach DSC, przy aproksymacji zadano stosowne więzy wymuszające odzwierciedlenie przemiany na charakterystyce. Wyniki obliczeń dla skorygowanych rozszerzalnościowo danych dyfuzyjności cieplnej przedstawiono w tabeli 3 i na rysunku 9.



Rys. 9. Wyniki badań dyfuzyjności cieplnej z zaznaczeniem wartości temperatury charakterystycznej przemiany niskotemperaturowej określonej dwoma sposobami: mikrokalorymetrycznie (DSC) i w badaniach reakcji próbki na zbliżanie magnezu trwałego (przerywana linia ramek i strzałek)

Identyfikację mikrokalorymetryczną przemiany niskotemperaturowej w pobliżu temperatury 250°C uzupełniono dodatkowymi badaniami stanu magnetycznego próbki „dyfuzyjnościowej”. Ustalono, że próbka przestaje reagować na magnes przy 238°C, natomiast właściwości magnetyczne powracają po obniżeniu jej temperatury do 235°C (por. rys. 9). Wartości te różnią się o ok. 10 K od danych identyfikacji DSC. Biorąc pod uwagę różnice wymiarów badanych próbek (por. rys. 1) i różnice technologii badań, uzyskany wynik należy uznać za zadowalający. Badania stanu magnetycznego dostarczyły dodatkowych przesłanek pozwalających ustalić magnetyczny charakter badanej przemiany. Niestety, w toku badań nie udało się jednoznacznie określić charakteru przemiany zachodzącej w materiale testowanego spieku przy ok. 700°C.

#### 4. Opracowanie i analiza uzyskanych wyników

Do określania przewodności cieplnej dobrych przewodników ciepła powszechnie stosowana jest procedura badań pośrednich [24]. Polega ona na obliczeniu wartości tego parametru z przekształconej zależności definicyjnej dyfuzyjności cieplnej przedstawionej w postaci:

$$a = \frac{\lambda}{\rho c_p} \quad (10)$$

występującej jako współczynnik we wzorze Fouriera-Kirchoffa nieustalonego przewodzenia ciepła [25]. Przyjmując założenia dużej rozdzielczości termicznej<sup>1</sup> każdego pomiaru i stosunkowo słabej zależności poszczególnych właściwości od temperatury, za poprawne można uznać stosowanie wzoru

$$\lambda(t) = \rho(t) a(t) c_p(t). \quad (11)$$

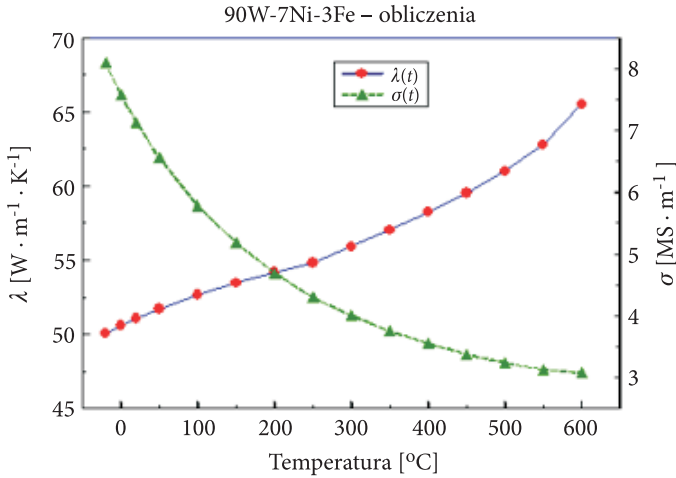
Wyniki obliczeń przewodności cieplnej badanego spieku 90W-7Ni-3Fe przy wykorzystaniu charakterystyk aproksymacyjnych z tabeli 3 zamieszczono w tabeli 4 oraz zobrazowano na rysunku 10.

TABELA 4

Obliczeniowe wartości przewodności cieplnej i wyniki predykcji przewodności elektrycznej właściwej badanego spieku 90W-7Ni-3Fe

$t$ [°C]	$\lambda$ [W · m <sup>-1</sup> · K <sup>-1</sup> ]	$\sigma$ [10 <sup>6</sup> · S · m <sup>-1</sup> ]	$t$ [°C]	$\lambda$ [W · m <sup>-1</sup> · K <sup>-1</sup> ]	$\sigma$ [10 <sup>6</sup> · S · m <sup>-1</sup> ]
-20	50,05	8,103	300	55,92	3,998
0	50,56	7,586	350	57,05	3,752
20	51,04	7,136	400	58,24	3,546
50	51,70	6,556	450	59,54	3,375
100	52,65	5,782	500	60,99	3,233
150	53,45	5,177	550	62,80	3,127
200	54,16	4,691	600	65,52	3,075
<u>250</u>	54,82	4,294	$L = 2,44 \cdot 10^{-8}$ [W · Ω · K <sup>-2</sup> ]		

<sup>1</sup> Odpowiada to założeniu o małych przyrostach temperatury w badaniach metodami stanu nieustalonego lub o małych różnicach temperatury pomiędzy kolejnymi pomiarami i małych różnicach temperatury w badanej próbce przy metodach badań w stanach quasi-ustalonych (por. [9]).



Rys. 10. Wyniki obliczeń przewodności cieplnej z danych skorygowanych rozszerzalnościowo i oszacowania przewodności elektrycznej właściwej przy wykorzystaniu prawa Wiedemanna-Franza z wartością parametru  $L = 2,44 \cdot 10^{-8} [\text{W} \cdot \Omega \cdot \text{K}^{-2}]$

Z uwagi na fakt, że w ramach badań doświadczalnych nie powiodły się próby określenia przewodności elektrycznej spieku, postanowiono dokonać próby oszacowania tego parametru. W obliczeniach wykorzystano prawo Wiedemanna-Franza-Lorentza [9, 25, 26, 27]

$$L = \frac{\lambda}{\sigma T} = \frac{\pi^2}{3} \left( \frac{k_B}{e} \right)^2 \Rightarrow \sigma = \frac{\lambda(t)}{L(t + 273,15)}, \quad (12)$$

gdzie  $L = 2,44 \cdot 10^{-8} [\text{W} \cdot \Omega \cdot \text{K}^{-2}]$ , otrzymując rezultaty przedstawione w tabeli 4 (patrz również rys. 10). Obliczona dla temperatury pokojowej wartość przewodności elektrycznej  $7,136 \cdot 10^6 \cdot \text{S} \cdot \text{m}^{-1}$  mieści się w przedziale wartości przewodności elektrycznej właściwej metali ciężkich o podobnym składzie, wynoszącym  $5,56 \cdot 10^6 \div 0,0 \cdot 10^6 \text{S} \cdot \text{m}^{-1}$  (por. [21] s 274). Wyznaczoną charakterystykę przewodności elektrycznej można zatem uznać za wiarygodną.

Uwzględniając mechanizmy zjawisk kształtujących właściwości cieplno-fizyczne materiałów wieloskładnikowych za obowiązujące, można uznać zasadę superpozycji [26, 28]. Zgodnie z tą zasadą postanowiono oszacować wartości gęstości, ciepła właściwego i rozszerzalności cieplnej liniowej badanego materiału dla temperatury pokojowej. Porównanie wyników obliczeń z danymi pomiarów przedstawiono w tabeli 5. W stosunku do przewidywanych wartości zmierzona gęstość badanego spieku jest niższa o ok. 8%, ciepło właściwe wyższe o ok. 4%, a rozszerzalność cieplna liniowa wyższa o ok. 2%. Pomimo tych różnic uzyskane wyniki można uznać za zadowalające w kontekście stwierdzonych ferromagnetycznych właściwości

TABELA 5

Porównanie wyników obliczeń szacunkowych wartości poszczególnych parametrów spieku 90W-7Ni-3Fe na podstawie deklarowanego składu i danych literaturowych składników [18, 29] (por. również [19, 21, 23]) z danymi pomiarów

Pierwiastek/ Materiał	$\rho(293\text{ K})$	$c_p(293\text{ K})$	$\alpha^*(293\text{ K})$	Udział
	[kg · m <sup>3</sup> ]	[J · g <sup>-1</sup> · K <sup>-1</sup> ]	[10 <sup>-6</sup> · K <sup>-1</sup> ]	[% wag.]
W	19300	0,134	4,42	90
Ni	8900	0,440	13,0	7
Fe	7860	0,448	11,68	3
90W-7Ni-3Fe	17148,5	0,1648	6,05	—
pomiar				
90W-7Ni-3Fe	15849,8	0,1722	6,20 <sup>(1)</sup>	

<sup>(1)</sup> Średnia z grzania i chłodzenia wyznaczona z różniczkowania krzywej wydłużenia względnego.

zarówno fazy wiążącej 53Ni-23Fe-24W, jak i finalnego produktu w postaci spieku 90W-7Ni-3Fe. Niższe od przewidywanych wartości gęstości i wyższe wartości ciepła właściwego mogą świadczyć o mniejszej niż deklarowana zawartości pierwiastka ciężkiego, jakim jest wolfram, lub o większej porowatości spieku. Z oszacowań wynika, że w tym drugim przypadku porowatość mogła sięgać 4,5%. Hipotezy te wymagają sprawdzenia w dodatkowych badaniach.

Oceniając zbiorczo wszystkie wyniki badań i oszacowań, można stwierdzić, że badany materiał, w przypadku wartości ciepła właściwego, rozszerzalności cieplnej i gęstości, wykazuje podobieństwo wartości parametrów do odpowiednich wartości składnika dominującego, czyli wolframu. Przewodności cieplna i elektryczna spieku są o ponad połowę mniejsze od odpowiednich przewodności dominującego składnika, czyli wolframu przy temperaturze pokojowej. W sposób, który jest typowy dla materiałów amorficznych (por. [25]), przewodność cieplna spieku rośnie ze wzrostem temperatury. Dotyczy to całego przebiegu prezentowanych charakterystyk termicznych. Tendencje zmian charakterystyk termicznych ciepła właściwego, rozszerzalności cieplnej i gęstości można uznać za typowe, z wyłączeniem obszarów wykrytych przemian fazowych. Wartości temperatury charakterystycznej poszczególnych przemian (por. rys. 6, 7, 9) i natura przemiany zachodzącej w pobliżu temperatury 700°C są trudne do zinterpretowania. Ponieważ właściwości magnetyczne są kształtowane przez ferromagnetyczne składniki badanego stopu ciężkiego, więc naturalne jest odniesienie się do właściwości tych składników, a dokładniej rzecz biorąc do właściwości stopów podwójnych Fe-Ni. Porównanie charakterystyk rozszerzalności cieplnej [30] i ciepła właściwego [31] stopów Fe-Ni wykazuje podobieństwo cech przemiany wysokotemperaturowej

trzech stopów do dyskutowanej przemiany spieku 90W-7Ni-3Fe. Temperatura punktu Curie dla stopu 70Ni-30Fe wynosi jednak ok. 600°C (por. [31, 32]), co jest wartością o ok. 100°C mniejszą od temperatury charakterystycznej zidentyfikowanej przemiany wysokotemperaturowej i o ok. 350°C większą od temperatury charakterystycznej przemiany niskotemperaturowej.

## 5. Podsumowanie

W trakcie przeprowadzonych badań doświadczalnych spieku 90W-7Ni-3Fe określono zależności temperaturowe kluczowych właściwości cieplno-fizycznych, to znaczy ciepła właściwego, rozszerzalności cieplnej i dyfuzyjności cieplnej. Zależności funkcyjne do reprezentacji poszczególnych charakterystyk zostały wyznaczone przy użyciu technik aproksymacji funkcjami sklejanymi. Zastosowanie funkcji sklepanych pozwala na odtworzenie osobliwości odpowiadających zaobserwowanym przemianom fazowym. Podczas analizy wyników doświadczeń zidentyfikowano dwie przemiany fazowe: w pobliżu temperatury 250°C i 700°C, obie noszące cechy odwracalnych przemian wyższego (najprawdopodobniej II) rzędu. Pierwszej z wymienionych przypisano właściwości przemiany magnetycznej odpowiadającej utracie właściwości ferromagnetycznych przy podgrzewaniu próbki. Uwzględniono przy tym wyniki dodatkowych badań właściwości magnetycznych. Natura drugiej przemiany nie została określona. Jej badania utrudnił fakt ograniczenia zakresu badań ciepła właściwego i dyfuzyjności cieplnej do obszaru, który nie obejmował zakresu przemiany.

Na podstawie wyników badań doświadczalnych, z uwzględnieniem również wyników pomiarów wagowych i grawimetrycznych, określono charakterystyki termiczne przewodności cieplnej. W obliczeniach wykorzystano zależność definicyjną dyfuzyjności cieplnej jako współczynnika w równaniu Fouriera-Kirchoffa.

Następnie, wykorzystując prawo Widemanna-Franza-Lorentza, dokonano oszacowania przewodności elektrycznej właściwej badanego stopu. W ramach kompleksowej analizy wszystkich otrzymanych rezultatów przeprowadzono również porównanie wartości danych odpowiadających temperaturze pokojowej z wynikami predykcji na podstawie zasady superpozycji właściwości składników ze stosownymi wagami. Dla ciepła właściwego i rozszerzalności cieplnej uzyskano wyniki zadowalające na tyle, by można było sformułować wniosek o możliwości ekstrapolacji wyników do obszaru wyższych temperatur. Zaniżone wartości gęstości w stosunku do wartości przewidywanych można wyjaśnić na podstawie analizy składu bądź to zwiększoną porowatością badanego materiału, bądź zmniejszonym udziałem wolframu. Omawiany problem wymaga wyjaśnienia w dalszych badaniach.

Uzyskane rezultaty zarówno badań doświadczalnych jak i oszacowań uzupełniają lukę istniejącą w dotychczasowych publikacjach dotyczących badanego spieku — stopu ciężkiego 90W-7Ni-3Fe. Jest to istotne nie tylko z czysto poznawczego

punktu widzenia, ale także ma swoje odzwierciedlenie w praktyce. Dzięki uzyskanym wynikom możliwe będzie zwiększenie dokładności obliczeń numerycznych modelowania procesu wytwarzania stopu. Interesujące wydaje się być również podjęcie próby wykorzystania wyników badań gotowego spieku 90W-7Ni-3Fe wraz z wynikami wcześniejszych badań fazy wiążącej 53Ni-23Fe-24W do analizy właściwości stopów o strukturze kompozytu dyspersyjnego.

Praca naukowa finansowana ze środków na naukę w latach 2006-2010 jako projekt badawczy rozwojowy nr R 00 024 02 oraz grant GW-HB 702/WAT/2009.

Artykuł wpłynął do redakcji 21.10.2009 r. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano w styczniu 2010 r.

#### LITERATURA

- [1] A. UPADHYAYA, *Materials Chemistry and Physics*, 67, 2001, 101-110.
- [2] A. J. PANAS, J. TERPIŁOWSKI, T. MAJEWSKI, *Biul. WAT*, 57, 3, 2008, 361-380.
- [3] Y. YANG, H. LIANXI, W. ERDE, *Materials Science and Engineering A*, 435-436, 2006, 620-624.
- [4] T. MAJEWSKI, W. MICHAŁOWSKI, J. PIĘTASZEWSKI, *Biul. WAT*, 58, 2, 2009, 189-200.
- [5] A. J. PANAS, J. TERPIŁOWSKI, T. MAJEWSKI, *Biul. WAT*, 57, 3, 2008, 361-380.
- [6] A. J. PANAS, J. TERPIŁOWSKI, T. MAJEWSKI, *Investigation of Thermophysical Properties of 53Ni-23Fe-24W Matrix Phase Component of WHA*, 18-th European Conference on Thermophysical Properties, August 31–September 4, 2008, Pau, France, 349-350.
- [7] J. TERPIŁOWSKI, A. J. PANAS, T. MAJEWSKI, *Biul. WAT*, 58, 2, 2009, 363-375.
- [8] A. J. PANAS, *B-spline Processing of 90W-7Ni-3Fe WHA Dilatometric Data*, Thermophysics 2008 Proceedings, Kočovce, October 16<sup>th</sup>-17<sup>th</sup> 2008, Vydavateľstvo STU, Bratislava, 2008, 119-130.
- [9] A. J. PANAS, *Wysokorozdzielcze termicznie badania rozszerzalności liniowej — dylatometryczna analiza termiczna*, WAT, Warszawa, 1998.
- [10] A. J. PANAS, *Analiza błędów dynamicznych w badaniach charakterystyk termicznych właściwości termofizycznych lotniczych materiałów konstrukcyjnych — badania doświadczalne materiałów wzorcowych z przemianą fazową*, Sprawozdanie z PBW 725/WAT/2000, WAT, Warszawa, 2001.
- [11] J. L. MCNAUGHTON, C. T. MORTIMER, *Differential Scanning Calorimetry*, Perkin-Elmer — reprinted from IRS, Physical Chemistry Series, 2, 1975, vol. 10, published by Butterworths, London.
- [12] G. K. WHITE, M. L. MINGES, *Int. J. Thermophysics*, 18, 5, 1997, 1269-1327.
- [13] W. W. WENDLANDT, *Thermal Analysis*, John Wiley & Sons, New York, 1986.
- [14] A. J. PANAS i in., *Thermal Conductivity 26/Thermal Expansion 14*, Dinwiddie R. B., Mannello R. eds., DEStech Publications, Inc., Lancaster PA, 2005, 530-539.
- [15] C. Y. HO, R. E. TAYLOR, *Thermal Expansion of Solids*, ASM International, Materials Park, 1998.
- [16] W. J. PARKER, R. J. JENKINS, C. P. BUTLER, G. L. ABBOT, *Journal of Appl. Phys.*, 32, 1961, 1679-1685.
- [17] J. TERPIŁOWSKI, *Archives of Thermodynamics*, 24, 1, 2003, 59-80.
- [18] Y. S. TOULOUKIAN, C. Y. HO, *Properties of selected ferrous alloying elements*, CINDAS Data Series on Material Properties, III-1, McGRAW-Hill, New York, 1976.

- [19] W. M. ROHSENOW, P. J. HARTNETT, Y. I. CHO, *Handbook of Heat Transfer*, McGraw-Hill, 1998.
- [20] E. TYRKIEL, *Termodynamiczne podstawy materiałoznawstwa*, PWN, Warszawa, 1987.
- [21] E. LASSNER, W.-D. SCHUBERT, *Tungsten. Properties, Chemistry, Technology of the Element, Alloys and Chemical Compounds*, Kluwer Academic/Plenum Publishers, New York, 1999.
- [22] A. J. PANAS, *Archives of Thermodynamics*, 24, 4, 2003, 47-65.
- [23] K. RAŻNJEVIĆ, *Tablice cieplne z wykresami*, WNT, Warszawa, 1966.
- [24] K. D. MAGLIĆ, A. CEZARLIYAN, V. E. PELETSKY, eds., *Compendium of Thermophysical Property Measurement Methods*, Plenum Press, New York, 1984.
- [25] S. WIŚNIEWSKI, *Wymiana ciepła*, PWN, Warszawa, 1980.
- [26] G. GRIMVALL, *Thermophysical Properties of Materials*, Elsevier Sc. Publ. B. V., Amsterdam, 1986.
- [27] R. SCHULTZE, *Fizyka metali*, PWN, Warszawa, 1982.
- [28] M. KAVIANY, *Heat Transfer Physics*, Cambridge University Press, Cambridge, 2008.
- [29] G. K. WHITE, M. L. MINGES, *Int. J. Thermophysics*, 18, 5, 1997, 1269-1327.
- [30] A. J. PANAS, *High Temperatures — High Pressures*, 30, 1998, 683-688.
- [31] A. J. PANAS, D. PANAS, *High Temperatures — High Pressures*, 38, 2009, 63-78.
- [32] V. L. SEDOV, *Antiferromagnetizm Gamma-Zheleza. Problema Invara*, Moskva, Nauka, 1987.

A. J. PANAS, J. TERPIŁOWSKI, T. MAJEWSKI

### **Investigation and Complex Analysis of 90W-7Ni-3Fe Sintered Alloy Thermophysical Properties**

**Abstract.** Results of experimental investigation followed by complex thermophysical property analysis of 90W-7Ni-3Fe tungsten heavy alloy (WHA) have been discussed. The alloy was manufactured by sintering in a vacuum. It shows the structure of a dispersed composite with 53Ni-23Fe-24W matrix and tungsten quasi-spherical particle filling. The experimental studies included differential scanning calorimetry (DSC), laser interferometry, and laser flash (LF) measurements of a specific heat, thermal expansivity and thermal diffusivity, respectively. The DSC measurements have been performed within the temperature range from  $-15^{\circ}\text{C}$  to  $600^{\circ}\text{C}$ , the dilatometric from  $20^{\circ}\text{C}$  to  $1120^{\circ}\text{C}$ , and the LF from  $20^{\circ}\text{C}$  to  $670^{\circ}\text{C}$ . These results have been supplied by a density measurement. The experiments revealed two reversible phase transitions at about  $250^{\circ}\text{C}$  and about  $700^{\circ}\text{C}$ . The raw experimental data of all investigated thermophysical parameters have been fitted applying B-spline approximation. As a result,  $C^1$  class thermal characteristics have been obtained for the specific heat (SH), the coefficient of a linear thermal expansion (CLTE) and the thermal diffusivity (TD). Next, the thermal conductivity (TC) within the temperature interval from  $20^{\circ}\text{C}$  to  $600^{\circ}\text{C}$  has been calculated. Finally, the electrical conductivity has been predicted using the Widemann-Franz-Lorentz equation from the TC results.

**Keywords:** thermophysical properties, thermal diffusivity, thermal conductivity, thermal expansivity, heat capacity, tungsten heavy alloys

**Universal Decimal Classification:** 536.2



## Lokalizacja, klasyfikacja i identyfikacja śmigłowców, czołgów i transporterów na podstawie analizy sygnału akustycznego

TOMASZ SOSNOWSKI, HENRYK MADURA, MARIUSZ KASTEK

Wojskowa Akademia Techniczna, Instytut Optoelektroniki,  
00-908 Warszawa, ul. S. Kaliskiego 2

**Streszczenie.** Metody wykrywania i identyfikacji obiektów na podstawie różnych ich cech znajdują zastosowanie w bardzo wielu dziedzinach takich jak: systemy alarmowe, automatyczne systemy identyfikacji osób, systemy rozpoznawania obrazów, militarne systemy rozpoznania pola walki, amunicja inteligentna itp. Budowa obiektów technicznych, takich jak pojazd czy śmigłowiec, sprawia, że sygnał akustyczny często jest jednym z niewielu stosunkowo łatwych do zmierzenia sygnałów, umożliwiających lokalizację i identyfikację obiektu technicznego. W związku z tym generowany przez te obiekty dźwięk (hałas) jest coraz częściej wykorzystywany do identyfikacji tych obiektów. W artykule została przedstawiona metoda automatycznej lokalizacji, klasyfikacji i identyfikacji obiektów technicznych, takich jak śmigłowce, czołgi, transportery opancerzone i pojazdy na podstawie cyfrowej analizy sygnałów akustycznych. Metoda charakteryzuje się względnie wysokim prawdopodobieństwem rozróżniania obiektów w środowisku z innymi sygnałami zakłócającymi, przy jednocześnie niskim prawdopodobieństwie fałszywej klasyfikacji i identyfikacji.

**Słowa kluczowe:** wykrywanie obiektów, akustyka, przetwarzanie sygnału

**Symbol UKD:** 534.8

### 1. Wprowadzenie

Jedną z cech wykorzystywanych do wykrywania i identyfikacji obiektów jest generowany przez te obiekty dźwięk (hałas). Prace nad systemami akustycznego wykrywania obiektów były prowadzone od początku XX wieku. Skuteczność i zasięg pierwszych systemów analizy sygnału akustycznego rozchodzącego się w atmosferze nie była zbyt duża. Współcześnie znacznie zwiększyły się techniczne

możliwości pomiaru i analizy sygnału akustycznego. Prace badawcze w tej dziedzinie skupiają się na opracowaniu systemu akustycznego rozpoznania pola walki, który zamontowany na zdalnie sterowanych pojazdach byłby w stanie prowadzić rozpoznanie akustyczne [1].

Przykładem zastosowania systemu akustycznego rozpoznania pola walki jest system SADS (*Small Arms Fire Detection System*) skonstruowany przez firmę RAFAEL [14] (rys. 1) oraz system PILAR firmy 01dB-Mettravib [13] (rys. 2). Oba systemy to zespoły detektorów akustycznych, które na podstawie odbieranego sygnału mogą wykryć i zlokalizować wystrzały z broni małokalibrowej.



Rys. 1. Widok systemu SADS zamontowanego na pojeździe i na umocnieniach obronnych



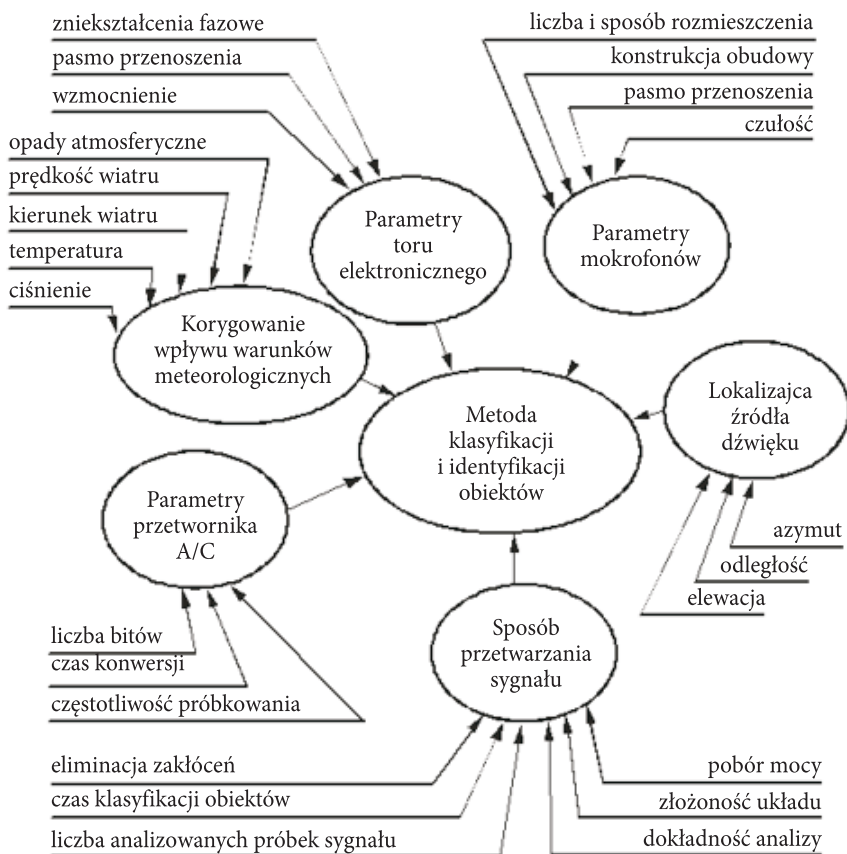
Rys. 2. Widok zespołu mikrofonów ASA systemu PILAR firmy 01dB-Mettravib (po lewej) oraz sposób ich zamontowania na KTO Rosomak (po prawej)

Rozwój i miniaturyzacja sensorów akustycznych pozwala na zamontowanie ich na hełmie pojedynczego żołnierza [15]. Jednocześnie sensory akustyczne coraz częściej są stosowane jako dodatkowe wyposażenie bezzałogowych pojazdów (robotów) używanych na polu walki [15, 16].

W celu zapewnienia dużej skuteczności metody lokalizacji, klasyfikacji i identyfikacji obiektów technicznych (takich jak pojazdy i śmigłowce) opartej na analizie

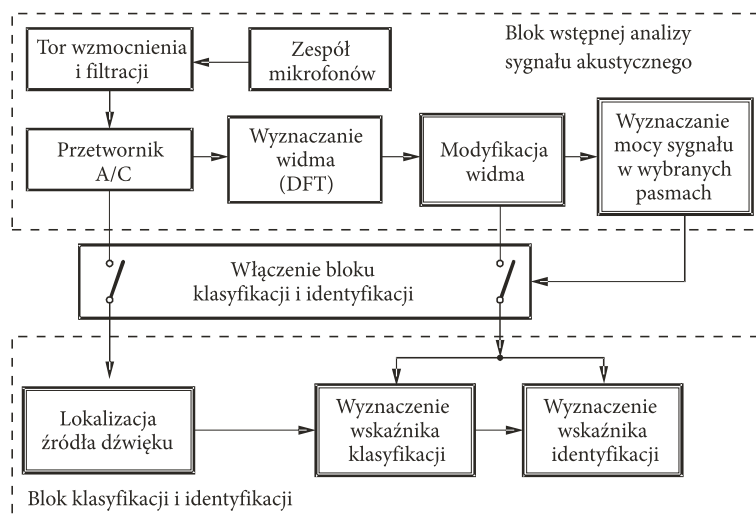
sygnału akustycznego, należy uwzględnić możliwie wszystkie zjawiska, które wpływają bezpośrednio lub pośrednio na niezawodne wyodrębnienie właściwej cechy (parametru) hałasującego obiektu, czyli prawidłowe (trafne) sklasyfikowanie i zidentyfikowanie obiektu z jak największym prawdopodobieństwem. Zestawienie niezbędnych zadań (czynności), jakie należy uwzględnić w celu opracowania skutecznej metody lokalizacji, klasyfikacji i identyfikacji obiektów, możliwej do zastosowania w autonomicznym systemie rozpoznawczym, zostało poglądowo przedstawione na rysunku 3.

W pracach [3, 6, 7, 8, 9, 10] wykazano, że w sygnale akustycznym generowanym przez obiekty techniczne występują harmoniczne charakterystyczne dla danego obiektu. Jednak z uwagi na występujące w środowisku różne zjawiska (np. zjawisko Dopplera) zastosowanie prostej filtracji pasmowej jest niewystarczające do prawidłowego wyróżnienia obiektu. Opracowując metodę założono, że układ do



Rys. 3. Główne zagadnienia (zjawiska) wpływające na poprawną pracę autonomicznego systemu klasyfikacji i identyfikacji obiektów

realizacji metody lokalizacji, klasyfikacji i identyfikacji zawiera dwa główne bloki układowe (rys. 4). W bloku analizy sygnału akustycznego (po przetworzeniu sygnału do postaci cyfrowej) wyznacza się jego widmo, które następnie odpowiednio się modyfikuje. Modyfikacja widma miała na celu uwypuklenie istotnych składowych charakterystycznych widma i ich przyporządkowanie poszczególnym obiektom. Wszystkie dalsze operacje (obliczenia) są wykonywane w oparciu o zmodyfikowane widmo sygnału akustycznego.



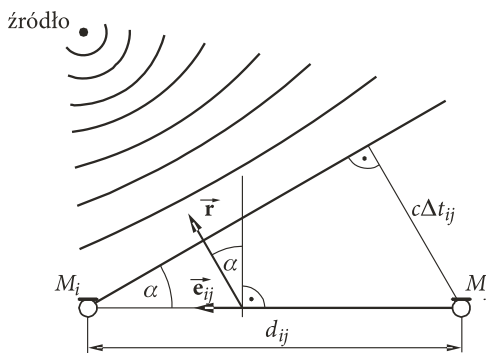
Rys. 4. Uproszczony schemat blokowy autonomicznego układu do realizacji metody lokalizacji, klasyfikacji i identyfikacji obiektów

Jeżeli w wybranych pasmach widma moc sygnału przekracza założony próg detekcji, to podejmuje się decyzję o dalszym przetwarzaniu sygnału, gdyż istnieje duże prawdopodobieństwo, że jest to sygnał poszukiwanego obiektu, i że znajduje się on w strefie wykrywania. W drugim bloku (rys. 4) wyznacza się wskaźnik klasyfikacji, wskaźnik identyfikacji i współrzędne położenia obiektu. W dalszej części artykułu zostaną szczegółowo omówione zagadnienia związane z blokami zaznaczonymi na rysunku 4 podwójną ramką.

## 2. Sposób lokalizacji obiektu

Przy założeniu, że obiekt, którego położenie określamy, znajduje się w dużej odległości od mikrofonów (w stosunku do rozmiarów obiektu, a także w stosunku do odległości pomiędzy mikrofonami) możemy źródło sygnału traktować jako

punktowe, a falę akustyczną jako płaską. Takie ujęcie zagadnienia określenia kierunku zostało przedstawione na rysunku 5.



Rys. 5. Geometria padającej fali dźwiękowej i pary mikrofonów

W celu określenia kierunku, z którego dociera sygnał akustyczny generowany przez źródło dźwięku, należy wyznaczyć unormowany wektor  $\mathbf{r}$ .

Jeżeli punkty położenia mikrofonów określimy za pomocą współrzędnych kartezjańskich:  $M_i = (x_i, y_i, z_i)$ ,  $M_j = (x_j, y_j, z_j)$ , to wektor wyznaczony przez te punkty ma postać:

$$\mathbf{d}_{ij} = [x_i - x_j, y_i - y_j, z_i - z_j], \quad (1)$$

a jego długość wynosi:

$$d_{ij} = \sqrt{(x_i - x_j)^2 + (y_i - y_j)^2 + (z_i - z_j)^2}. \quad (2)$$

Normując wektor  $\mathbf{d}_{ij}$ , wyznaczamy wektor  $\mathbf{e}_{ij}$  opisany następującą zależnością:

$$\mathbf{e}_{ij} = \left[ \frac{x_i - x_j}{d_{ij}}, \frac{y_i - y_j}{d_{ij}}, \frac{z_i - z_j}{d_{ij}} \right] = [e_{xij}, e_{yij}, e_{zij}]. \quad (3)$$

Korzystając z zależności określających iloczyn wektorowy, możemy dla przypadku przedstawionego na rysunku 5 napisać następujące równanie:

$$\cos\left(\frac{\pi}{2} - \alpha\right) = \frac{e_{xij}r_x + e_{yij}r_y + e_{zij}r_z}{er}, \quad (4)$$

ponieważ  $e = 1$ ,  $r = 1$  oraz  $\cos\left(\frac{\pi}{2} - \alpha\right) = \sin \alpha$ , z równania (4) otrzymujemy:

$$\sin \alpha = e_{xij}r_x + e_{yij}r_y + e_{zij}r_z. \quad (5)$$

Z rysunku 5 wynika, że dla danego opóźnienia sygnału akustycznego  $\Delta t_{ij}$  możemy skonstruować następujące równanie:

$$\sin \alpha = \frac{c \Delta t_{ij}}{d_{ij}}, \quad (6)$$

przy czym:  $c$  — prędkość dźwięku [m/s];  $d_{ij}$  — odległość pomiędzy mikrofonami [m];  $\Delta t_{ij}$  — opóźnienie pomiędzy sygnałami [s].

Wstawiając równanie (6) do równania (5), otrzymujemy:

$$e_{xij} r_x + e_{yij} r_y + e_{zij} r_z = \frac{c \Delta t_{ij}}{d_{ij}}. \quad (7)$$

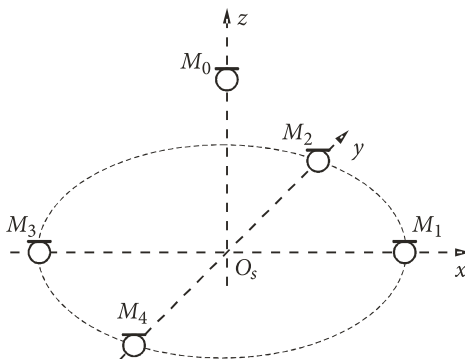
Powyższe równanie umożliwia wyznaczenie wektora określającego kierunek, z którego dociera sygnał akustyczny. Z teoretycznego punktu widzenia, w celu wyznaczenia współrzędnych wektora  $\mathbf{r}$ , potrzebne są trzy niezależne równania. Oznacza to, że dla wyznaczenia wektora  $\mathbf{r}$  musimy mieć trzy mikrofony. Jednak już wstępna analiza dowodzi, że taki sposób obliczenia parametrów wektora jest bardzo niedokładny.

Załóżmy, że umieszczamy trzy mikrofony w dowolnie obranych punktach:  $M_1 = (x_1, y_1, z_1)$ ,  $M_2 = (x_2, y_2, z_2)$ ,  $M_3 = (x_3, y_3, z_3)$  układu współrzędnych OXYZ. Za pomocą przekształceń izometrycznych (tzn. takich, które nie zmieniają kształtu figur i długości odcinków) można przekształcić układ współrzędnych OXYZ w układ  $OX'Y'Z'$  taki, że punkty położenia mikrofonów przyjmą postać:  $M_1 = (0, 0, 0)$ ,  $M_2 = (x'_2, 0, 0)$ ,  $M_3 = (x'_3, y'_3, 0)$ . Wynika z tego, że dla tak zdefiniowanego układu współrzędnych nie jest możliwe określenie współrzędnej  $r_z$  wektora  $\mathbf{r}$ .

Uogólniając powyższe, należy stwierdzić, że na podstawie sygnałów z trzech dowolnych mikrofonów usytuowanych w dowolnym punkcie przestrzeni, możemy określić kierunek tylko na płaszczyźnie wyznaczonej przez punkty położenia mikrofonów. Oznacza to, że jeśli obiekt znajduje się poza tą płaszczyzną, popełniony zostanie błąd określenia kierunku. W celu uniknięcia błędów określenia kierunku zaproponowano czujnik składający się z pięciu mikrofonów.

Mikrofony zostały rozmieszczone w sposób przedstawiony na rysunku 6. Przy czym mikrofony  $M_1, M_2, M_3, M_4$ , znajdujące się na jednej płaszczyźnie, zostały rozmieszczone na okręgu o promieniu  $m$ , a mikrofon  $M_5$  został umieszczony na wysokości  $h$  względem płaszczyzny okręgu. Współrzędne mikrofonów są następujące:  $M_0 = (0, 0, h)$ ,  $M_1 = (m, 0, 0)$ ,  $M_2 = (0, m, 0)$ ,  $M_3 = (-m, 0, 0)$ ,  $M_4 = (0, -m, 0)$ . Na bazie tak zdefiniowanego rozłożenia mikrofonów można określić trzy grupy odcinków (wektorów). Pierwszą grupę stanowią odcinki zawierające mikrofon  $M_0$ . Dla tych odcinków można zdefiniować następujące wektory:

$$\mathbf{d}_{01} = [-m, 0, h], \mathbf{d}_{03} = [m, 0, h], \mathbf{d}_{02} = [0, -m, h], \mathbf{d}_{04} = [0, m, h],$$



Rys. 6. Rozmieszczenie mikrofonów

każdy o długości  $d_{0i} = \sqrt{m^2 + h^2}$ , gdzie  $i = 1 \dots 4$ . Po unormowaniu wektory mają następujące elementy składowe:

$$\mathbf{e}_{01} = \left[ -\frac{m}{\sqrt{m^2 + h^2}}, 0, \frac{h}{\sqrt{m^2 + h^2}} \right], \quad \mathbf{e}_{02} = \left[ 0, -\frac{m}{\sqrt{m^2 + h^2}}, \frac{h}{\sqrt{m^2 + h^2}} \right],$$

$$\mathbf{e}_{03} = \left[ \frac{m}{\sqrt{m^2 + h^2}}, 0, \frac{h}{\sqrt{m^2 + h^2}} \right], \quad \mathbf{e}_{04} = \left[ 0, \frac{m}{\sqrt{m^2 + h^2}}, \frac{h}{\sqrt{m^2 + h^2}} \right].$$

Drugą grupę wektorów stanowią:

$$\mathbf{d}_{12} = [m, -m, 0], \quad \mathbf{d}_{34} = [-m, m, 0], \quad \mathbf{d}_{23} = [m, m, 0], \quad \mathbf{d}_{41} = [-m, -m, 0],$$

każdy o długości  $d_{12} = d_{23} = d_{34} = d_{41} = m\sqrt{2}$ . Po unormowaniu uzyskujemy wektory o następujących składowych:

$$\mathbf{e}_{12} = \left[ \frac{\sqrt{2}}{2}, -\frac{\sqrt{2}}{2}, 0 \right], \quad \mathbf{e}_{34} = \left[ -\frac{\sqrt{2}}{2}, \frac{\sqrt{2}}{2}, 0 \right],$$

$$\mathbf{e}_{23} = \left[ \frac{\sqrt{2}}{2}, \frac{\sqrt{2}}{2}, 0 \right], \quad \mathbf{e}_{41} = \left[ -\frac{\sqrt{2}}{2}, -\frac{\sqrt{2}}{2}, 0 \right].$$

Trzecią grupę stanowią wektory:

$$\mathbf{d}_{13} = [2m, 0, 0], \quad \mathbf{d}_{24} = [0, 2m, 0]$$

o długości  $d_{13} = d_{24} = 2$  m, które po unormowaniu przybierają postać:

$$\mathbf{e}_{13} = [1, 0, 0], \quad \mathbf{e}_{24} = [0, 1, 0].$$

W ten sposób dla każdej pary mikrofonów zostały wyznaczone wektory  $\mathbf{e}_{ij}$ . Po podstawieniu zależności określających wektory  $\mathbf{e}_{ij}$  do równania (7) i wykonaniu przekształceń, uzyskujemy następujące zależności:

— pierwsza grupa wektorów:

$$-mr_x + hr_z = c\Delta t_{01}, \quad -mr_y + hr_z = c\Delta t_{02}, \quad mr_x + hr_z = c\Delta t_{03}, \quad mr_y + hr_z = c\Delta t_{04},$$

— druga grupa wektorów:

$$r_x - r_y = \frac{c\Delta t_{12}}{m}, \quad r_x + r_y = \frac{c\Delta t_{23}}{m}, \quad -r_x + r_y = \frac{c\Delta t_{34}}{m}, \quad -r_x - r_y = \frac{c\Delta t_{41}}{m},$$

— trzecia grupa wektorów:

$$r_x = \frac{c\Delta t_{13}}{2m}, \quad r_y = \frac{c\Delta t_{24}}{2m}.$$

Zadanie znalezienia wektora  $\mathbf{r}$  polega na rozwiązaniu układu trzech wybranych równań. W zapisie macierzowym taki układ równań można zapisać następująco:

$$\mathbf{A} \cdot \mathbf{R} = \mathbf{C}. \quad (8)$$

W tym zapisie macierz  $\mathbf{A}$  określa współczynniki przy odpowiednich współrzędnych  $r_x, r_y$  i  $r_z$ . Macierz  $\mathbf{R}$  zawiera poszukiwane współrzędne wektora  $\mathbf{r}$ , zaś macierz  $\mathbf{C}$  jest macierzą wyrazów wolnych. Przykładem takiego układu równań jest:

$$\begin{pmatrix} -m & 0 & h \\ 0 & -m & h \\ m & 0 & h \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} r_x \\ r_y \\ r_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} c\Delta t_{01} \\ c\Delta t_{02} \\ c\Delta t_{03} \end{pmatrix}.$$

Układ równań liniowych zapisanych w postaci macierzowej można rozwiązać metodą macierzową. W wyniku pomnożenia lewostronnie równania (8) przez macierz  $\mathbf{A}^{-1}$  (odwrotną do macierzy  $\mathbf{A}$ ), otrzymuje się równanie:

$$\mathbf{R} = \mathbf{A}^{-1} \cdot \mathbf{C}. \quad (9)$$

### 3. Wyznaczenie zmodyfikowanej gęstości widmowej mocy

Zagadnienia cyfrowego przetwarzania sygnałów DSP (*Digital Signal Processing*) dotyczące wyznaczania gęstości widmowej mocy są szeroko opisane w literaturze. Z tego względu w tym punkcie zostaną opisane tylko wybrane informacje, mające znaczący wpływ na wynik klasyfikacji i identyfikacji obiektów technicznych.

Gęstość widmową mocy PSD (*Power Spectral Density*) można przedstawić za pomocą następującej zależności [4, 5]:

$$G(k) = \left| \sum_{n=0}^{N-1} x(n) \cdot e^{-j \frac{2\pi kn}{N}} \right|^2, \quad (10)$$

gdzie:  $N$  — liczba analizowanych próbek;  $n, k = 0, 1, \dots, N-1$ ,  $x(n)$  — wartość sygnału akustycznego dla  $n$ -tej próbki;  $G$  — gęstość widmowa mocy.

Ważną rolę w estymacji widmowej gęstości mocy odgrywa funkcja okna. W opracowanej metodzie zastosowano funkcję okienkową Hanninga [4, 5]:

$$w(k) = \begin{cases} \frac{1}{2} \left( 1 + \cos \frac{\pi k}{M} \right) & |k| \leq M \\ 0 & |k| > M. \end{cases} \quad (11)$$

Wybór tego okna był spowodowany uzyskaniem znacznej poprawy jakości estymacji gęstości widmowej. Po zastosowaniu ww. funkcji listki boczne ulegają obniżeniu o 32 dB w stosunku do listka głównego i szybko zmniejszają się z nachyleniem 60 dB na dekadę. Proces okienkowania modyfikuje zależność (10) do postaci:

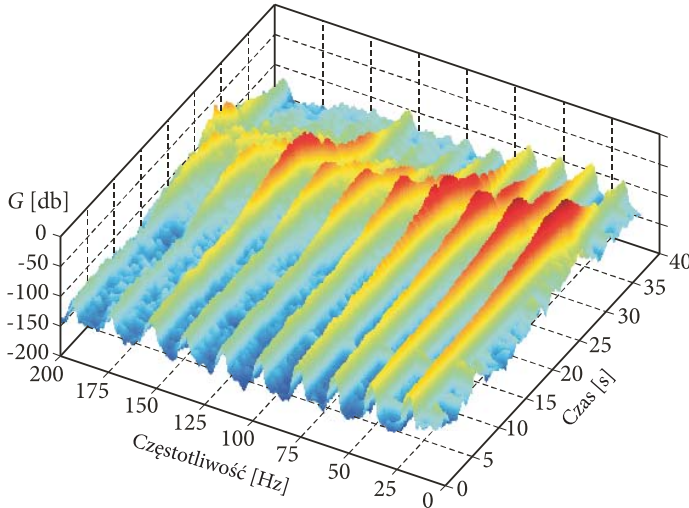
$$G_i(k) = \left| \sum_{n=0}^{N-1} w(n) x_i(n) \cdot e^{-j \frac{2\pi kn}{N}} \right|^2. \quad (12)$$

W celu poprawienia jakości estymacji gęstości widmowej mocy, zgodnie z zasadami cyfrowego przetwarzania sygnałów, dokonujemy modyfikacji zależności (12), uzyskując [4, 5, 12]:

$$G_i(k) = \frac{\left| \sum_{n=0}^{N-1} w(n) x_i(n) \cdot e^{-j \frac{2\pi kn}{N}} \right|^2}{\sum_{n=0}^{N-1} w^2(n)}. \quad (13)$$

W celu zwiększenia dokładności odwzorowania dyskretnego przekształcenia Fouriera DFT (*Discrete Fourier Transform*) w funkcji częstotliwości, stosuje się tzw. uzupełnianie zerami [4, 5]. W wyniku zastosowania uzupełniania zerami poprawia-

my parametry selekcji najbardziej znaczących składowych harmonicznych. Wyniki zastosowanych przekształceń zostały zademonstrowane na rysunku 7.



Rys. 7. Charakterystyka czasowo-częstotliwościowa widmowej gęstości mocy wyznaczonej za pomocą zależności (13) z zastosowaniem uzupełniania zerami

Uzyskaną za pomocą zależności (13) i zastosowania uzupełniania zerami zmodyfikowaną gęstość widmową mocy uśredniamy po realizacjach, stosując nakładanie się poszczególnych segmentów  $G_i$  [4, 5, 12]. Uśrednianie takie prowadzi do zależności:

$$G(k) = \frac{1}{M} \sum_{i=0}^{M-1} G_i(k). \quad (14)$$

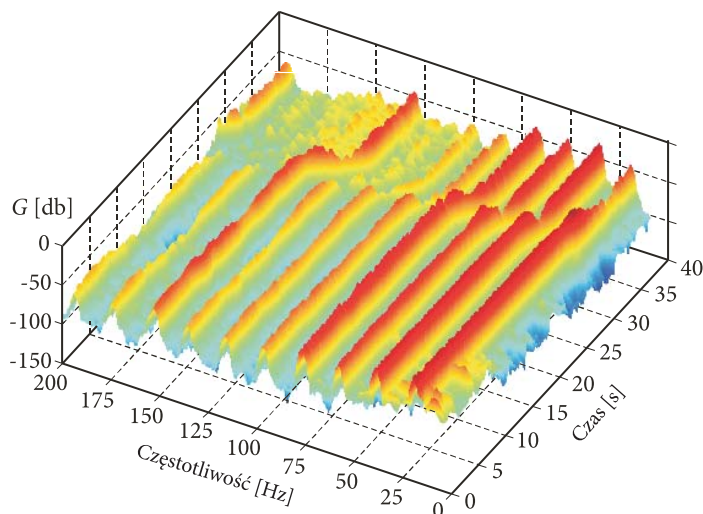
W następnej kolejności normalizujemy widmo (w paśmie określonym parametrem  $Nf_s$ ), uzyskując:

$$G_{norm}(k) = \frac{G(k)}{\sum_{k=0}^{N-1} G(k)}. \quad (15)$$

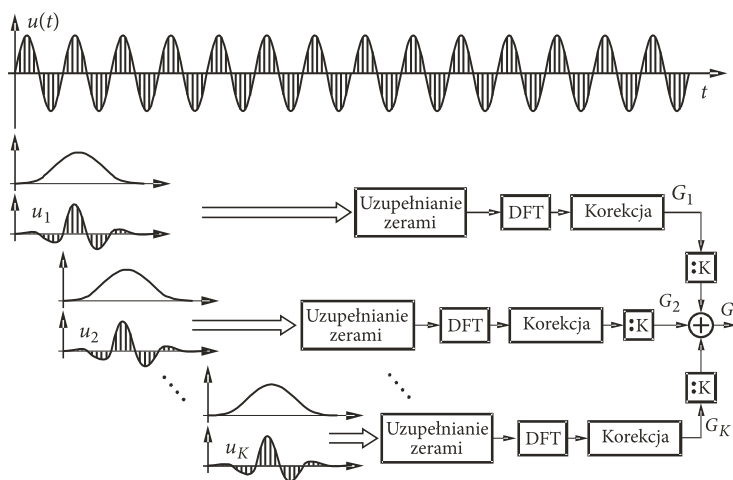
Efekty uśredniania i normowania estymatora widmowej gęstości mocy zostały przedstawione na rysunku 8.

Na schemacie przedstawionym na rysunku 9 zilustrowano wszystkie etapy i operacje przeprowadzane w czasie estymacji widmowej gęstości mocy: okienkowanie, uzupełnianie zerami, uśrednianie PSD z nakładaniem w dziedzinie czasu.

W następnym etapie procesu estymacji przeprowadzono skorygowanie uzyskanej gęstości widmowej mocy w sposób umożliwiający uwydatnienie bardziej



Rys. 8. Widmowa gęstość mocy po uśrednieniu i znormalizowaniu estymatora



Rys. 9. Schemat wyznaczenia gęstości widmowej mocy

znaczących składowych harmonicznym, z jednoczesnym zredukowaniem wpływu harmonicznym mniej znaczących.

W celu przeprowadzenia tego procesu koryguje się widmową gęstość mocy przez wyznaczenie dominant lokalnych. Jeżeli moc średnia w paśmie:

$$f_{span} = K \cdot \frac{f_s}{N} \quad (16)$$

jest określona wzorem:

$$G_s(k) = \frac{1}{K} \sum_{i=k-\frac{K}{2}}^{i=k+\frac{K}{2}-1} G_{norm}(i), \quad (17)$$

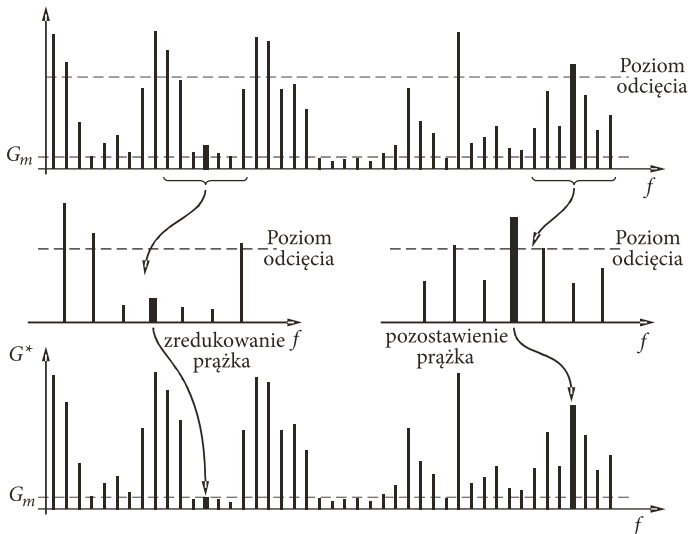
wówczas skorygowana gęstość widmowa mocy jest wyznaczana za pomocą zależności:

$$G^*(k) = \begin{cases} G_{norm}(k) & \text{dla } G_{norm}(k) > G_{factor} G_s(k) \\ G_m & \text{dla } G_{norm}(k) \leq G_{factor} G_s(k), \end{cases} \quad (18)$$

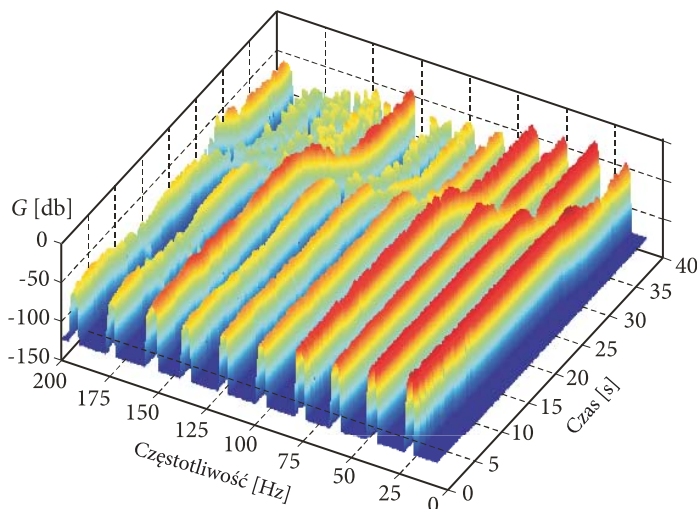
przy czym:  $G_{factor}$  — współczynnik poziomu odcięcia lokalnych zakłóceń;  $G_m$  — poziom redukcji mniej znaczących prążków;  $f_s$  — częstotliwość próbkowania;  $K$  — liczba analizowanych prążków widma;  $N$  — liczba analizowanych próbek DFT.

Zasada wyznaczania skorygowanego widma gęstości mocy została przedstawiona na rysunku 10. Polega ona na obliczeniu mocy średniej  $G_s(k)$  w określonym lokalnym sąsiedztwie częstotliwościowym analizowanego  $k$ -tego prążka. Na tej podstawie jest wyznaczany poziom odcięcia wyrażony jako iloczyn ustalonego współczynnika odcięcia  $G_{factor}$  i lokalnej mocy średniej  $G_s(k)$   $k$ -tego prążka widma.

Jeśli uzyskany poziom odcięcia jest większy lub równy wartości  $G_{norm}(k)$   $k$ -tego prążka, wówczas wartość prążka jest redukowana do poziomu  $G_m$ , a w przeciwnym przypadku wartość badanego prążka nie jest korygowana. Efekt korygowania uśrednionej i znormalizowanej widmowej gęstości mocy za pomocą analizy dominant lokalnych został przedstawiony na rysunku 11.



Rys. 10. Ilustracja redukcji mniej znaczących składowych widma gęstości mocy



Rys. 11. Charakterystyka czasowo-częstotliwościowa dla skorygowanej widmowej gęstości mocy

W dalszej części artykułu przyjęto oznaczenie  $G$  dla widmowej gęstości mocy unormowanej do mocy całkowitej i skorygowanej za pomocą zależności (18).

#### 4. Wyznaczanie wskaźnika klasyfikacji

Jednym z częściej stosowanych parametrów dobrze charakteryzującym własności sygnału akustycznego jest częstość Rice'a [2]. Funkcja częstości Rice'a występuje w trzech odmianach dla przyspieszeń, prędkości i przemieszczeń. Analiza aktualnego stanu wiedzy na temat czynników kształtujących aktywność wibroakustyczną silników wskazuje, że niektóre z wymuszeń mogą być identyfikowane w niższych pasmach częstotliwości wskutek efektów powstałych na drodze źródło-przetwornik pomiarowy [3]. Założenia teoretyczne zostały zweryfikowane dla wybranych obiektów technicznych [6]. W związku z tym w opracowanej metodzie została wykorzystana funkcja częstości Rice'a dla przemieszczeń, jako najlepiej identyfikująca obiekty techniczne. W celu wyznaczenia częstości Rice'a dla przemieszczeń wykorzystano estymator parametru określony wzorem:

$$F_x = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{N-1} G(i)}{\sum_{i=1}^{N-1} G(i) \frac{1}{f_i^2}}}, \quad (19)$$

gdzie:  $F_x$  — częstotliwość Rice'a dla przemieszczeń;  $i$  — indeks próbki gęstości widmowej;  $f_i$  —  $i$ -ta składowa częstotliwości;  $G(i)$  —  $i$ -ta wartość gęstości widmowej.

Jednak przeprowadzona na etapie wstępnych badań analiza właściwości tego parametru ujawniła, że bezpośrednio wykorzystanie częstości Rice'a jako wskaźnika klasyfikacji nie daje wystarczająco wysokiej wartości prawdopodobieństwa poprawnej klasyfikacji. Zakładając, że wskaźnik klasyfikacji powinien poprawnie przydzielać wybrane obiekty militarne do dwóch klas obiektów: klasy obiektów latających i klasy pojazdów, można zwiększyć prawdopodobieństwo poprawnej klasyfikacji poprzez uzależnienie wskaźnika klasyfikacji od wysokości poruszania się obiektu. W związku z tym opracowano wskaźnik klasyfikacyjny przez zmodyfikowanie wyrażenia na częstość Rice'a dla przemieszczeń, polegające na adaptacyjnym wyznaczaniu parametru związanego z wysokością poruszania się obiektu. Opracowany wskaźnik klasyfikacji opisuje zależność:

$$W_{cl} = K (2 - Ar_z) F_x, \quad (20)$$

gdzie:  $r_z$  — parametr wyznaczony adaptacyjnie, składowa z wektora kierunku  $\mathbf{r}$ ;  $A$  — współczynnik zależny od charakterystyki zastosowanych mikrofonów;  $K$  — współczynnik proporcjonalności.

Z przedstawionej zależności (20) określającej wskaźnik klasyfikacji  $W_{cl}$  wynika, że oprócz wyznaczenia z odpowiednio estymowanego widma gęstości mocy częstości Rice'a dla przemieszczeń, adaptacyjnie wyznacza się także wektor kierunku źródła dźwięku. Rozwiązanie ma tę właściwość, że wskaźnik  $r_z$  zmienia się w funkcji odległości do obiektu latającego [11]. Powoduje to naturalne zwiększanie wiarygodności wskaźnika klasyfikacji wraz ze zmniejszeniem się odległości do obiektu. Jednak wyznaczenie parametru  $r_z$  na podstawie pasywnego pomiaru sygnału akustycznego jest zadaniem o znacznej złożoności [7, 11].

## 5. Wyznaczanie wskaźnika identyfikacji

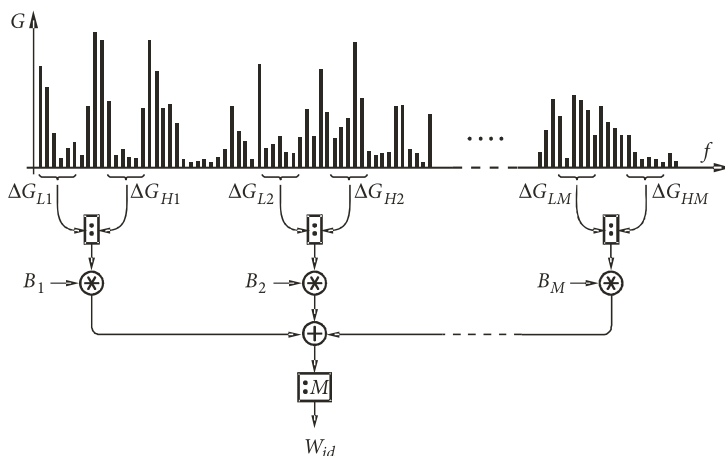
Analiza aktualnego stanu wiedzy [3] oraz wyników przeprowadzonych eksperymentów [6, 7, 10] wskazuje, że obiekty techniczne — takie jak pojazd czy śmigłowiec — generują sygnał akustyczny zawierający składowe o charakterystycznych częstotliwościach. W celu identyfikacji wybranych obiektów technicznych został przyjęty wskaźnik identyfikacyjny  $W_{id}$  określony zależnością:

$$W_{id} = \frac{1}{M} \sum_{i=1}^M B_i \frac{\Delta G_{Li}}{\Delta G_{Hi}}, \quad (21)$$

przy czym:  $\Delta G_{Li}$  — moc całkowita w pierwszym paśmie  $i$ -tej pary;  $\Delta G_{Hi}$  — moc całkowita w drugim paśmie  $i$ -tej pary;  $B_i$  — współczynnik korekcyjny dla  $i$ -tej pary.

Przed rozpoczęciem procesu wyznaczania wskaźnika identyfikacji należy dla każdego obiektu określić pary pasm częstotliwości o charakterystycznym dla danego obiektu stosunku mocy w tych pasmach. Dla każdej pary pasm określany jest współczynnik korekcyjny  $B$ . Współczynnik korekcyjny wyznaczany jest tak, aby spełniał warunek:  $B_i \frac{G_{Li}}{G_{Hi}} \approx 1$ .

Wyznaczenie wskaźnika identyfikacji polega na znalezieniu stosunków unormowanej mocy  $\Delta G_{Li}$  zawartej w paśmie  $\Delta f_{Li}$  do unormowanej mocy  $\Delta G_{Hi}$  zawartej w paśmie  $\Delta f_{Hi}$  dla  $i$ -tej pary charakterystycznych pasm, a następnie uśrednieniu uzyskanych wyników. Sposób wyznaczania wskaźnika identyfikacji obiektów militarnych przedstawiono na rysunku 12.



Rys. 12. Schemat wyznaczania wskaźnika identyfikacji obiektów

Identyfikacja obiektu polega na wyznaczeniu na podstawie sygnału akustycznego wartości wskaźnika identyfikacji  $W_{id}$ , a następnie sprawdzeniu, czy uzyskana wartość jest w przybliżeniu równa jeden.

## 6. Wstępne wykrywanie obiektów

Podstawowym problemem wykrywania obiektów militarnych jest zapewnienie jak najniższego prawdopodobieństwa fałszywej klasyfikacji i identyfikacji (fałszywego alarmu).

W związku z tym został przyjęty warunek wstępny określający, że klasyfikację i identyfikację obiektów przeprowadza się tylko dla sygnałów, których całkowita

unormowana moc  $G_c$  w określonych pasmach przekroczy właściwy dla danego obiektu poziom progowy  $G_p$ . Całkowita unormowana moc  $G_c$  w określonych pasmach częstotliwościowych jest opisana zależnością:

$$G_c = \sum_{k=1}^K \Delta G_k, \quad (22)$$

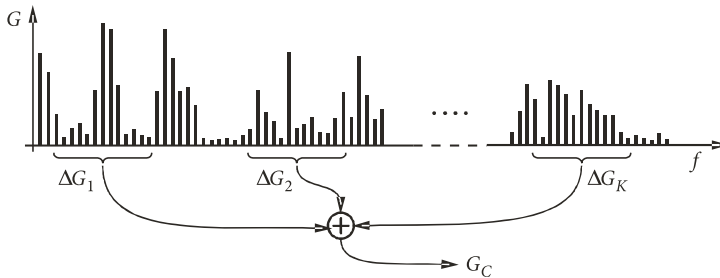
gdzie:  $\Delta G_k$  — całkowita moc w  $k$ -tym w paśmie;  $K$  — liczba analizowanych pasm częstotliwości.

W celu wyznaczenia całkowitej unormowanej mocy  $G_c$ , należy dla każdego klasyfikowanego i identyfikowanego obiektu określić liczbę i zakres charakterystycznych pasm częstotliwościowych oraz określić poziom progowy  $G_p$ . Następnie, korzystając z wyznaczonej na podstawie odebranego sygnału akustycznego widmowej gęstości mocy, wyznacza się unormowaną moc w każdym paśmie, korzystając z zależności:

$$\Delta G_k = \sum_{i=n_k}^{N_k} G_i, \quad (23)$$

gdzie:  $n_k$  — indeks dolnej częstotliwości dla  $k$ -tego pasma;  $N_k$  — indeks górnej częstotliwości dla  $k$ -tego pasma.

Uzyskane z zależności (23) wartości sumuje się zgodnie z zależnością (22). Sposób wyznaczania unormowanej mocy  $G_c$  dla określonych pasm częstotliwości został zilustrowany na rysunku 13.



Rys. 13. Schemat wyznaczania mocy całkowitej w wybranych pasmach

## 7. Testowanie czujnika akustycznego w warunkach poligonowych

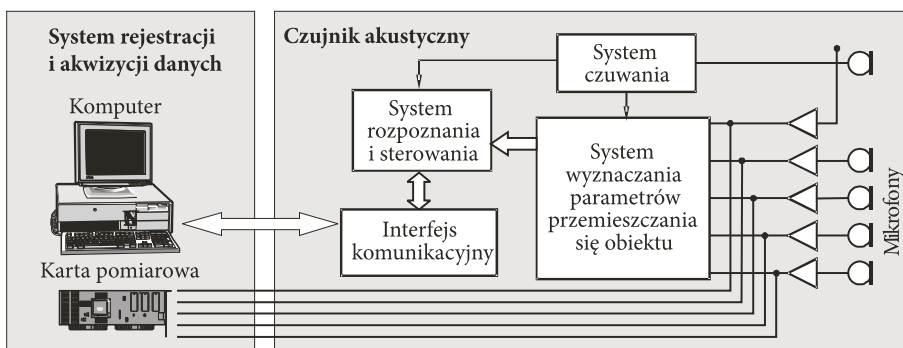
W wyniku przeprowadzonych rozważań teoretycznych oraz badań laboratoryjnych zostało opracowane rozwiązanie układowe czujnika akustycznego realizującego opracowaną metodę lokalizacji, klasyfikacji i identyfikacji. Czujnik akustyczny został wykonany na bazie stojaka zapewniającego prawidłowe i niezmiennie rozmieszczenie mikrofonów. Widok stojaka z mikrofonami rozmieszczonymi zgodnie ze schematem (rys. 6) został przedstawiony na rysunku 14.



Rys. 14. Zestaw mikrofonów czujnika akustycznego w stojaku umożliwiającym ich prawidłowe rozmieszczenie

W celu wyznaczenia parametrów czujnika akustycznego uzupełniono układ czujnika akustycznego o urządzenia i układy umożliwiające rejestrację wybranych parametrów i sygnału akustycznego. Powstał w ten sposób system rejestracji i akwizycji danych (rys. 15) zbudowany na bazie komputera PC wyposażonego w wielokanałową kartę pomiarową i specjalistyczne oprogramowanie. W oprogramowaniu zostały zaimplementowane funkcje takie jak: rejestracja i analiza parametrów korelacyjnych, czasów opóźnień sygnałów akustycznych, parametrów ruchu obiektu (np. azymut, szacunkowa odległość).

Jednoznaczna lokalizacja, klasyfikacja i identyfikacja obiektu technicznego na podstawie rejestracji i analizy dźwięku musi być przeprowadzana nie tylko w różnych warunkach terenowych i atmosferycznych, ale również dla różnego tła akustycznego, dla różnych egzemplarzy sprzętu itp. Metoda powinna więc cechować się znaczną odpornością na typowe zakłócenia akustyczne.

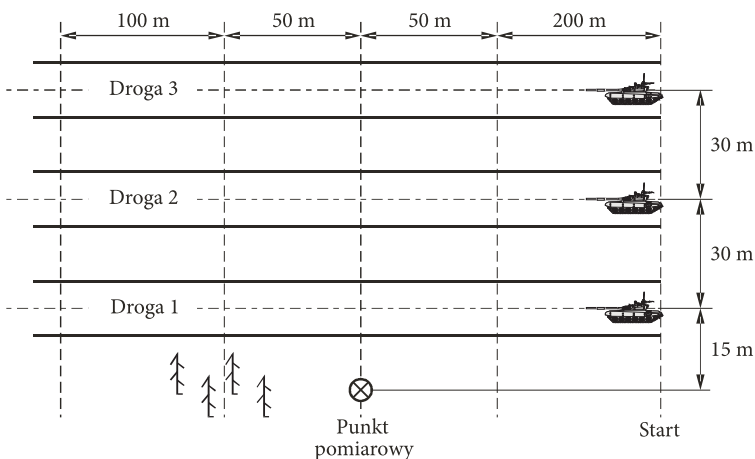


Rys. 15. Uproszczony schemat blokowy stanowiska do testowania czujnika akustycznego

Badania czujnika akustycznego przeprowadzono dla obiektów poruszających się w różnych kierunkach i w różnej odległości w stosunku do położenia czujnika, a także dla różnych prędkości i wysokości poruszania się obiektu. Ze względu na ograniczony czas pomiaru, problemy ze zgromadzeniem w jednym czasie i miejscu znacznej liczby różnych obiektów technicznych, badania czujnika akustycznego dla wybranych pojazdów podzielono na kilka sesji pomiarowych.

Przeprowadzono badania czujnika akustycznego, rejestrując sygnały akustyczne generowane przez kilka typów czołgów i kilka typów pojazdów. W pierwszym etapie eksperymentu (rys. 16) czujnik został przetestowany za pomocą sygnału akustycznego generowanego przez pojazdy gąsienicowe (np. czołg PT91) poruszające się z trzema charakterystycznymi prędkościami, dla trzech różnych odległości od czujnika i w dwóch różnych kierunkach. Podczas eksperymentu pojazdy przemieszczały się po trzech drogach wytyczonych w odległości 15, 45 i 75 m od czujnika. Pojazdy przemieszczały się z trzema różnymi prędkościami charakterystycznymi dla danego typu pojazdu. Pojazdy przejeżdżały każdą z dróg w dwóch kierunkach. Pełny cykl badań testujących obejmował różne kombinacje wymienionych parametrów i różne typy pojazdów. Rejestrowano także sygnały akustyczne pojazdów stojących, z różnymi obrotami pracującego silnika. Na zdjęciu (rys. 17) został przedstawiony widok sytuacji pomiarowej podczas testowania czujnika za pomocą sygnału generowanego przez czołg PT91.

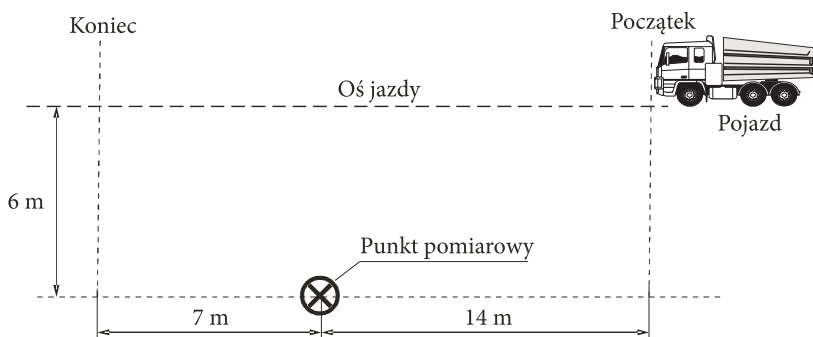
W drugim etapie eksperymentu (rys. 18) czujnik akustyczny był testowany za pomocą sygnału generowanego przez pojazdy kołowe (np. Star 266). Pojazdy przejeżdżały po drodze gruntowej w odległości 6 m od czujnika. Pojazdy przejeżdżały w obu kierunkach, z trzema różnymi typowymi dla danego typu pojazdu



Rys. 16. Schemat testowania czujnika akustycznego za pomocą sygnału generowanego przez pojazdy gąsienicowe



Rys. 17. Widok sytuacji pomiarowej podczas testowania czujnika akustycznego za pomocą sygnału akustycznego generowanego przez czołg PT91



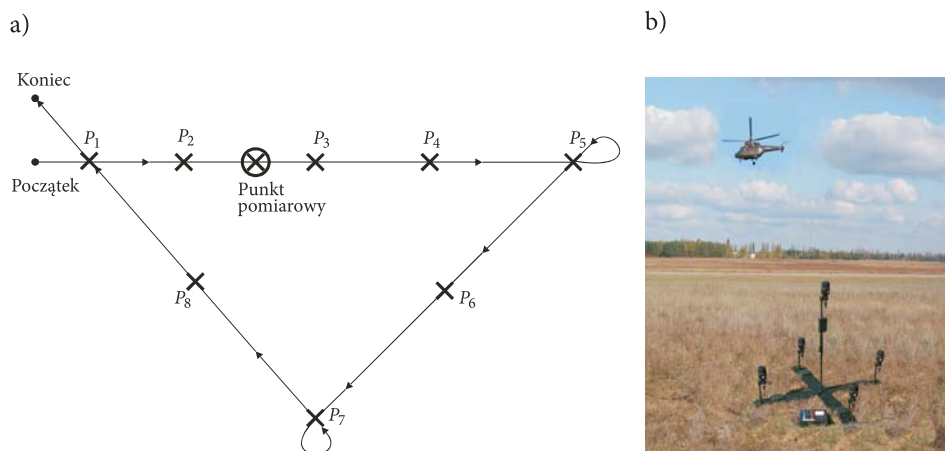
Rys. 18. Schemat testowania czujnika akustycznego za pomocą sygnału generowanego przez pojazdy kołowe

prędkościami. Testowano także pojazdy stojące z pracującym silnikiem z wysokimi i niskimi obrotami.

W oddzielnych eksperymentach badano czujnik akustyczny za pomocą sygnału generowanego przez śmigłowce. Śmigłowce przelatywały ściśle ustaloną trasą, na wyznaczonym pułapie i z określoną prędkością. Szkic trasy przelotu śmigłowców, wraz z naniesionymi punktami orientacyjnymi, został przedstawiony na rysunku 19. Mikrofony czujnika były ustawione w punkcie pomiarowym w taki sposób, że linia łącząca punkty  $P_2$  i  $P_3$  (rys. 19) pokrywała się z osią  $OX$  czujnika (rys. 14), a zwrot tej osi wskazywał punkt  $P_2$ .

Zarejestrowano sygnały dwóch typów śmigłowców przelatujących (zgodnie z ustalonymi trasami lotu) nad stanowiskiem pomiarowym. Każdy ze śmigłowców wykonał przeloty na dwóch różnych pułapach (50 i 100 m) z dwoma różnymi prędkościami (100 i 200 km/h). W pełnym cyklu badań przyjęto kombinację wy-

mienionych parametrów i typów maszyn. Eksperymenty uzupełniono testowaniem czujnika za pomocą sygnału akustycznego generowanego przez maszyny będące w zawisie (dla kilku wysokości). Przeprowadzono także kilka wybranych wariantów lotu zakłóconych innymi źródłami hałasu (traktor, agregat zasilający). W czasie każdego lotu testowego rejestrowano informacje podawane drogą radiową przez pilota śmigłowca. Pilot podawał przez radio punkty orientacyjne (terenowe), nad którymi się znajduje, używając określeń jak na rysunku 19a. Na zdjęciu (rys. 19b) przedstawiono widok scenarii pomiarowej.



Rys. 19. Plan lotów śmigłowców (a) z naniesionymi punktami orientacyjnymi oraz widok zestawu mikrofonów czujnika akustycznego (b) podczas testowania za pomocą sygnału akustycznego generowanego przez śmigłowiec Sokół

Z zebranego materiału badawczego wyselekcjonowano szereg sekwencji pomiarowych, które przeanalizowano i poddano ocenie. W tym celu opracowano działające w środowisku MATLAB wyspecjalizowane oprogramowanie *Analysis Acoustic*. Oprogramowanie umożliwia wyodrębnienie podstawowych informacji o kolejnych sekwencjach pomiarowych oraz wstępną analizę jakościową i ilościową informacji o konkretnym obiekcie oraz wyznacza parametry niezbędne do oceny skuteczności działania czujnika akustycznego, takie jak prawdopodobieństwo wykrycia śmigłowca i prawdopodobieństwo fałszywego alarmu.

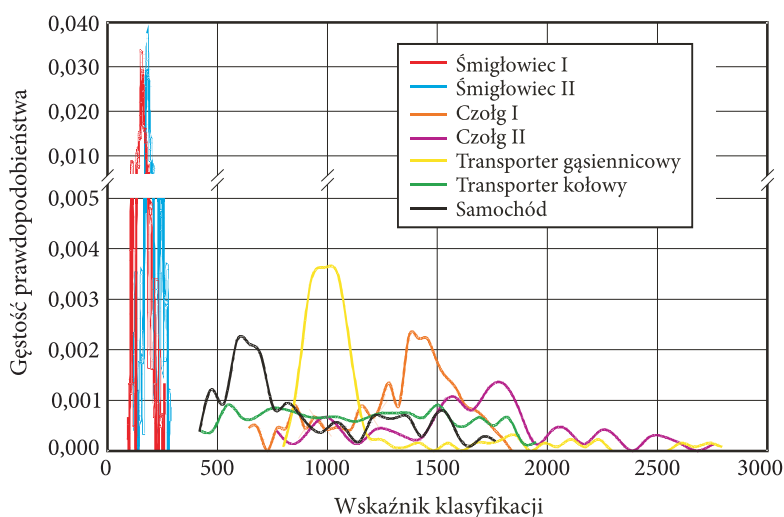
## 8. Ocena skuteczności metody

Podstawową cechą metody klasyfikacji i identyfikacji obiektów, rozstrzygającą o jej przydatności, jest odpowiednio wysoki poziom prawdopodobieństwa prawidłowej klasyfikacji i identyfikacji obiektu. Ogromne znaczenie dla metody ma

także niezależność wartości wyznaczanych wskaźników klasyfikacji i identyfikacji od czynników zewnętrznych, takich jak szумы i zakłócenia. W celu zweryfikowania metody klasyfikacji i identyfikacji obiektów wyznaczono charakterystyki gęstości prawdopodobieństwa wskaźnika klasyfikacji i identyfikacji dla wybranych obiektów technicznych. Na podstawie tych charakterystyk określono wartości prawdopodobieństw poprawnej klasyfikacji i poprawnej identyfikacji oraz wartości prawdopodobieństw fałszywej klasyfikacji i fałszywej identyfikacji.

W czasie analizy uzyskanych wyników stwierdzono, że wartości wskaźnika klasyfikacji dla zakłóceń pokrywają się z wartościami tego wskaźnika dla klasyfikowanych obiektów. Wynika z tego, że sygnały zakłócające powodują zwiększenie prawdopodobieństwa fałszywego alarmu (zaklasyfikowania sygnału zakłócającego jako sygnału obiektu). W wyniku analizy sygnałów akustycznych generowanych przez obiekty stwierdzono, że moc sygnału musi w wybranych pasmach częstotliwości przekroczyć ustaloną wartość progową. W związku z tym do dalszej analizy zostały zakwalifikowane tylko te sygnały, których moc znormalizowana w stosunku do mocy całkowitej w wybranych pasmach przekracza wartość 0,1. Tak sformułowany warunek okazał się wystarczający, jeśli chodzi o wyeliminowanie wpływu zakłóceń szumowych na wynik klasyfikacji. Moc wszystkich przyjętych w czasie obliczeń rodzajów sygnałów szumowych nie przekroczyła poziomu 0,1 dla wybranych pasm częstotliwości. Wykres gęstości prawdopodobieństwa wartości wskaźnika klasyfikacji z zastosowaniem warunku eliminującego wpływ sygnału szumowego został przedstawiony na rysunku 20.

Dla określenia zakresu przedziałów wartości wskaźnika klasyfikującego obliczono prawdopodobieństwa wykrycia śmigłowców i pojazdów w funkcji dolnej i górnej granicy przedziału wartości wskaźnika klasyfikacji. Na podstawie analizy



Rys. 20. Wykres gęstości prawdopodobieństwa wartości wskaźnika klasyfikacji z eliminacją szumów

uzyskanych wyników stwierdzono, że jest możliwe określenie takiego przedziału wartości wskaźnika klasyfikacji, dla którego wystąpi duże prawdopodobieństwo prawidłowej klasyfikacji. Na podstawie otrzymanych wyników analizy można wnioskować, że wartości wskaźnika klasyfikacji mogą być podzielone na przedziały, w których jest możliwe uzyskanie wymaganej skuteczności metody klasyfikacji.

TABELA 1

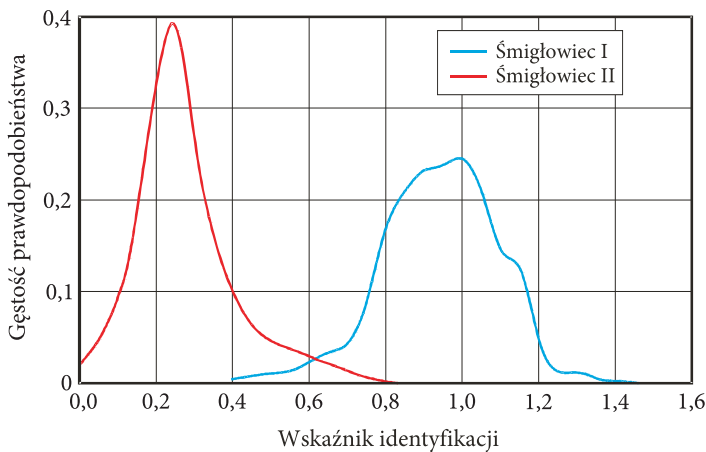
Zakres parametru klasyfikacyjnego

Klasa obiektu	Wartość wskaźnika klasyfikacji	Prawdopodobieństwo poprawnej klasyfikacji	Prawdopodobieństwo fałszywej klasyfikacji
Śmigłowiec	90-300	99,81%	0,00%
Pojazd	400-3000	99,78%	0,00%

Określono, że jeśli wartość wskaźnika klasyfikacji zawiera się w przedziale od 90 do 300, to obiekt należy zaklasyfikować do klasy śmigłowców. Gdy wartość wskaźnika znajduje się w przedziale od 400 do 3000, to obiekt należy do klasy pojazdów. Przy tak dobranych przedziałach zostały wyznaczone prawdopodobieństwa, których wartości przedstawiono w tabeli (tab. 1). Z tabeli wynika, że posługując się wartością wskaźnika klasyfikacji, można uzyskać duże prawdopodobieństwo klasyfikacji obiektów (ok. 99%) przy minimalnym prawdopodobieństwie fałszywego wyniku.

Przedstawione na rysunku (rys. 20) charakterystyki pokazują, że wartości wskaźników klasyfikacji dla czołgów i pojazdów znacznie różnią się od wartości wskaźników klasyfikacji śmigłowców. Jednak nie jest możliwe bezpośrednie odróżnienie od siebie poszczególnych typów pojazdów lub typów śmigłowców. Dokładniejsza analiza rozkładu gęstości prawdopodobieństwa wartości wskaźnika klasyfikacji dla śmigłowców pozwala stwierdzić, że można częściowo odróżnić śmigłowce od siebie, jednak prawdopodobieństwo fałszywej klasyfikacji jest bardzo duże. Należy więc stwierdzić, że sam wskaźnik klasyfikacji nie umożliwia rozróżnienia śmigłowców z odpowiednio dużym prawdopodobieństwem.

Zgodnie z opracowaną metodą w przypadku zaklasyfikowania obiektu do klasy śmigłowców wyznaczany jest wskaźnik identyfikacji umożliwiający rozróżnienie różnych śmigłowców. Z przedstawionego na rysunku 21 rozkładu prawdopodobieństwa wartości wskaźnika identyfikacji wynika, że istnieje znaczne prawdopodobieństwo rozróżnienia śmigłowców przy niezbyt dużym prawdopodobieństwie fałszywego wyniku. W celu oszacowania skuteczności metody identyfikacji w stosunku do badanych sygnałów śmigłowców wyznaczone zostały wartości prawdopodobieństwa poprawnej identyfikacji i fałszywego alarmu (tab. 2). Z przedstawionych rezultatów wynika, że identyfikacja śmigłowców za pomocą wskaźnika identyfikacji cechuje się dużym prawdopodobieństwem prawidłowej identyfikacji (ponad 90%) i względnie małym prawdopodobieństwem fałszywego wyniku (ok. 10%).



Rys. 21. Wykres gęstości prawdopodobieństwa wartości wskaźnika identyfikacji dla śmigłowców

TABELA 2

Prawdopodobieństwo identyfikacji śmigłowców

Identyfikowany obiekt	Prawdopodobieństwo poprawnej identyfikacji	Prawdopodobieństwo fałszywej identyfikacji
Śmigłowiec I	91,6%	9,62%
Śmigłowiec II	90,08%	10,20%

## 9. Wnioski

W artykule zaprezentowano metodę lokalizacji, klasyfikacji i identyfikacji pojazdów i śmigłowców na podstawie analizy sygnału akustycznego oraz realizujący tę metodę czujnik akustyczny. Bardzo szeroki zakres tematyczny artykułu z konieczności zawężono do problematyki opisu metody analizy sygnału akustycznego dla wybranego zastosowania. Opracowana metoda analizy sygnału akustycznego umożliwia poprawną lokalizację, klasyfikację i identyfikację obiektów niezależnie od położenia, prędkości i kierunku przemieszczania obiektów. Przy tym cechuje się znacznym prawdopodobieństwem poprawnej klasyfikacji i identyfikacji przy jednocześnie niewielkich wartościach prawdopodobieństwa fałszywej klasyfikacji i identyfikacji.

Zbudowany w toku prowadzonych prac badawczo-projektowych czujnik akustyczny mający za zadanie wykrywanie obiektów militarnych jest urządzeniem o wysokiej skuteczności i niezawodności. Przeprowadzone badania poligonowe wykazały, że czujnik akustyczny realizuje wszystkie założone algorytmem czynności, obliczenia numeryczne są wykonywane poprawnie, a cały system jest stabilny i wykazuje dużą niezawodność funkcjonalną. W czasie badań zweryfikowano wiele

parametrów i podzespołów czujnika. Analiza zasięgu wykrywania śmigłowców potwierdziła wcześniejsze założenia wysokiego prawdopodobieństwa wykrycia śmigłowca z odległości ponad 1 km.

Artykuł wpłynął do redakcji 29.10.2009 r. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano w grudniu 2009 r.

#### LITERATURA

- [1] A. KAWALEC, M. KASTEK, M. PASTERNAK, T. SOSNOWSKI, 2.5. *Sensory akustyczne* [w:] *Nowoczesne technologie systemów uzbrojenia*, red. Z. Mierczyk, WAT, Warszawa, 2008, 208-218.
- [2] C. CEMPEL, *Wibroakustyka stosowana*, PWN, 1989.
- [3] G. KLEKOT, Z. DĄBROWSKI, P. DEUSZKIEWICZ, *Napęd śmigłowca jako źródło informacji osobniczej i kierunkowej*, VI Sympozjum Naukowo-Techniczne: Silniki spalinowe w zastosowaniach wojskowych, Jurata, 22-24.10.2003.
- [4] C. MARVEN, G. EWERS, *Zarys cyfrowego przetwarzania sygnałów*, WKiŁ, Warszawa, 1999.
- [5] A. V. OPPENHEIM, R. W. SCHAFER, *Cyfrowe przetwarzanie sygnałów*, WKiŁ, Warszawa, 1979.
- [6] T. SOSNOWSKI, H. MADURA, E. POWIADA, K. CHMIELEWSKI, *Metoda klasyfikacji i identyfikacji obiektów technicznych na podstawie ich cech akustycznych*, *Pomiary, Automatyka, Kontrola*, 9, 2006, 28-31.
- [7] T. SOSNOWSKI, E. POWIADA, H. MADURA, K. CHMIELEWSKI, *Lokalizacja źródła sygnału akustycznego w przestrzeni otwartej*, *Pomiary, Automatyka, Kontrola*, 9, 2006, 32-35.
- [8] T. SOSNOWSKI, Z. SIKORSKI, H. MADURA, *Identyfikacja obiektu na podstawie analizy sygnału akustycznego*, VI Konferencja Naukowa: Czujniki optoelektroniczne i elektroniczne, COE2000, Gliwice, 13-16.06.2000.
- [9] T. SOSNOWSKI, H. MADURA, *System i oprogramowanie do analizy sygnału akustycznego*, XII Krajowa Konferencja Naukowo-Techniczna: Zastosowanie mikroprocesorów w automatyce i pomiarach, Warszawa, 9-10.10.2000.
- [10] T. SOSNOWSKI, H. MADURA, *Rozpoznawanie wybranych obiektów militarnych na podstawie cech akustycznych*, X Konferencja Naukowa Wibrotechniki i Wibroakustyki, V Ogólnopolskie Seminarium: Wibroakustyka w Systemach Technicznych, WIBROTECH 2003, Kraków, 24-25.03.2003, 10.
- [11] T. SOSNOWSKI, H. POLAKOWSKI, E. POWIADA, *Pasywna lokalizacja obiektów na podstawie pomiaru sygnału akustycznego*, X Konferencja Naukowa Wibrotechniki i Wibroakustyki, V Ogólnopolskie Seminarium: Wibroakustyka w Systemach Technicznych, WIBROTECH 2003, Kraków, 24-25.03.2003, 9.
- [12] P. D. WELCH, *The Use of Fast Fourier Transform for the Estimation of Power Spectra: A Method Based on Time Averaging Over Short, Modified Periodograms*, *IEEE Trans. Audio Electroacoustics*, vol. AU-15, June 1967, 70-73.
- [13] *Gunshot detection & localization*, 01dB-Metravib, 2004, <http://www.01db-metravib.com>
- [14] SADS — *Small-Arms Detection System*, Defense Update, International Online Magazine, <http://defense-update.com/products/s/sads.htm>
- [15] S. HENGY, S. DOMEZZO, P. HAMERY, *Sniper detection using a helmet array: first tests in urban environment*, Unattended Ground, Sea, and Air Sensor Technologies and Applications IX, Proc. of SPIE, vol. 6562, 2007, 656212 1-12.

- [16] P. J. MARTIN, S. H. YOUNG, *Collaborative robot sniper detection demonstration in an urban environment*, Unmanned Ground Vehicle Technology VI, Proc. of SPIE, vol. 5422, 2004, 271-278.

T. SOSNOWSKI, H. MADURA, M. KASTEK

**Location, classification and identification of helicopters, tanks and armoured personnel carriers by analysis of its acoustic signals**

**Abstract.** Methods of detection and identification of objects on the basis of its certain features are widely applied in many areas such as security systems, automated personal identification systems, image recognition, military battlefield reconnaissance systems, intelligent munitions and others. In case of technical objects like vehicles (land or aerial ones) an acoustic signal is one of the few characteristics that can be relatively easily measured and used for object location and identification. As a result, an acoustic signal (noise) generated by such objects is more and more often used for object identification purposes. The paper presents the method for automatic location, classification and identification of technical objects (like helicopters, tanks, and other vehicles) that relies on digital processing of acoustic signals. Relatively high probability of object discrimination can be achieved with this method in spite of the presence of disturbing signals in the environment and the probability of false classification and identification is low.

**Keywords:** object detection, acoustics, signal processing

**Universal Decimal Classification:** 534.8





## Modern battlefield and new materials for eyes protection

MARCIN KLOSKE, STANISŁAW J. KŁOSOWICZ

Military University of Technology, Institute of Applied Physics,  
00-908 Warsaw, 2 Kaliskiego Str.

**Abstract.** The paper presents an overview of the main threats for soldiers' sight in the modern battlefield. Such a problem is crucial for the proper action of pilots, drivers, and weapon operators. Even temporary lack of sight can be very dangerous in action. Amongst different possible threats two are of a special importance: lasers and nuclear blasts, however, special kinds of conventional blasts can be also dangerous. Possible means of eye protection are discussed with the special attention paid to prospective materials. The intelligent light valves based on liquid crystals are concerned as the best solution for contemporary air and land platforms as well as individual soldiers.

**Keywords:** sight protection, lasers, modern battlefield

**Universal Decimal Classification:** 681.73

### 1. Introduction

One of the most amazing features of human vision is its incredible intensity range. We can see in very bright sunlight and also in nearly total darkness. The intensity and wavelength ranges that our eyes can detect come from three different parts of the eye [1, 2]:

1. The pupil, which contracts and expands depending on the amount of incident light and can physically block the amount of light entering the eye in bright situations, i.e. for too high light intensity.
2. The rod and cone cells in the retina — our eyes sense light with two different cell types: the rods and the cones; the cone cells can perceive color in bright light. The rod cells perceive black and white images and work best in low light.

3. The rhodopsin — the compound present in the rods being a key to night vision.

When a person is exposed to bright light, the rhodopsin breaks down into retinal and opsin. If then the person turns out to the dark, he/she cannot see. The cones need a lot of light so, they are useless and due lack of rhodopsin the rods are useless, too. During several minutes, however, the retinal and the opsin recombine back into the rhodopsin and the person can see well again.

The color-responsive compounds in the cones, called cone pigments, are very similar to those in the rods. The retinal portion of the compound is the same, however, the scotopsin is replaced with photopsins giving respective color-sensitive pigments:

- a) red-sensitive pigment with the peak absorbance at 570 nm,
- b) green-sensitive pigment with the peak absorbance at 535 nm,
- c) blue-sensitive pigment with the peak absorbance at 445 nm.

The human eye can sense almost any color tint when red, green, and blue colors are mixed (up to several thousand of tints).

For people (especially soldiers), vision is the most important sense and in the modern battlefield, the threat from the unconventional means of war still increases (see Table 1).

TABLE 1

Hazards Caused by Various Light Wavelengths

Wavelength range	Effects on humans	
	Effect on eye	Effect on skin
Ultraviolet C 200-280 nm	Photokeratitis	Erthema (sunburn) Skin cancer Accelerated skin aging
Ultraviolet B 280-315 nm	Photokeratitis	Increased pigmentation
Ultraviolet A 315-400 nm	Photochemical cataract	Pigment darkening Skin burn
Visible 400-700 nm	Photochemical Thermal retinal injury	Pigment darkening Skin burn
Near-infrared 700-1400 nm	Cataract and retinal burn	Skin burn
Mid-infrared 1400-3000 nm	Corneal burn Aqueous flare, cataract	Skin burn
Far-infrared 3000-100 000 nm	Corneal burn	Skin burn

From: Ken Barat, Laser Safety Management, CRC Press Taylor & Francis Group, 2006.

The authors would like to present important threat for soldiers coming from the light emitted during nuclear weapon blast, blast of special conventional charges and especially non-lethal directed weapons (lasers) blinding soldiers during the battle. We also would like to discuss new materials designed for eye protection.

## **2. Sources of threat**

### **2.1. Nuclear weapon effects**

Depending on the design of the nuclear weapon and the environment in which it is detonated, the energy distribution can be significantly different. The blast effect is created by the coupling of immense amount of energy and spanning the electromagnetic waves into surroundings. The location (submarine, surface, airburst or exo-atmospheric) determines how the detonation energy is divided between the blast and the radiation. In general, denser medium around the detonation absorbs more energy and creates more powerful shockwaves limiting the area of its effect.

In the first one or two seconds after the nuclear weapon detonation, the released energy forms a huge fireball — a hot and highly luminous spherical mass of air and vaporized materials. The heat radiated from the fireball will ignite combustibles generating widespread fires or firestorms.

The fireball is also a source of extremely bright visible light which can be many times more brilliant than the sun, even at a great distance from ground zero. Observers who are not protected can be blinded, usually temporarily but also permanently if burned. Heat and light effects will be the greatest from an air burst attack [3]. The energy released by a nuclear weapon detonated in the troposphere could be divided into four main categories [4]:

- a) shockwaves — 40÷50% of the total energy,
- b) thermal radiation — 30÷50% of the total energy,
- c) ionizing radiation — 5% of the total energy,
- d) residual radiation — 5÷10% of the total energy.

The dominant effects of the nuclear weapon are the same as for conventional explosives, but the energy produced is millions of times higher and the temperatures reach tens of millions of Celsius degree. The most of electromagnetic radiation in the visible, infrared (IR), and ultraviolet (UV) spectrum regions is emitted from the fireball surface within the first minute after detonation [5, 6]. There are also special conventional charges emitting extraordinary amount of light, due to a content of flash powders, used preferably in antiterrorist actions.

## 2.2. Laser — non lethal weapon

It is well-known that lasers emit monochromatic, coherent and very directional light [7-22], not only visible but also IR [10-12] or UV [13-15] (see Fig. 1).

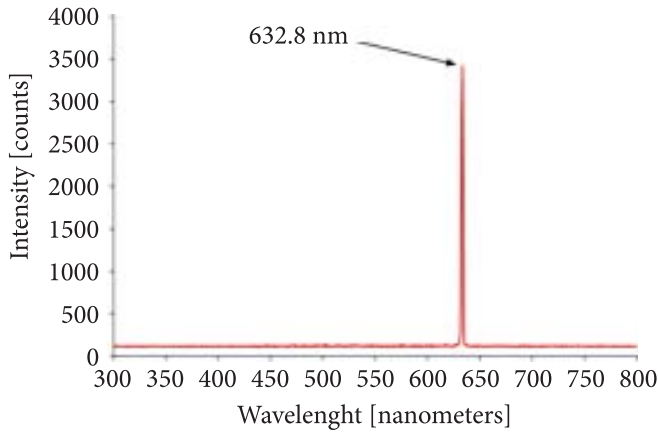


Fig. 1. Helium neon laser taken using an Ocean Optics HR2000 spectrometer by bouncing the laser off of a white benchtop and guiding the diffuse reflected light directly into the spectrometer. The emission spectrum of the HeNe laser is even more monochromatic than seen here (it is typically around a mere 2 picometers in bandwidth) and the broadening of the peak in this spectrum is actually a result of the imperfect optics and scattering of light inside the spectrometer which results in some light being detected on the parts of the (linear CCD) sensor which surround the central peak. A very high resolution spectrum of a Brillouin scattered HeNe laser

Lasers are used for many applications [16-19] including military ones: range-finding, target designation or illumination and can be used as directed-energy weapons. There also are many civilian laser applications including powerful ones [20-22].

So, many different uses need lasers with different output power. Lasers producing a continuous or pulse beam can be compared on the basis of their average power. Pulse lasers can also be characterized by the peak power of each pulse which is many orders of magnitude greater than its average power.

The directional energy emission can cause important eye injuries despite relatively small laser power; minor corneal burns cause a gritty feeling, like sand in the eye [13].

Permanent or temporary eye injury may cause lack of vision which is especially important for pilots, drivers, and weapon operators in the battlefield.

There are some subjects, which aviation safety experts agree pose no real hazard, including passenger (soldier) exposure to laser light, pilot distraction during cruising or other non-critical phases of flight and laser damage to the aircraft. But the main danger focuses on laser bright light effects on pilots, especially when

they are in a critical phase of flight: takeoff, approach, landing, fight, and emergency maneuvers. There are four primary areas of concern called “visual effects” that temporarily distract or block pilots’ vision:

1. Distraction and startle. An unexpected laser light could distract the pilot during night landing, takeoff or maneuvers. Pilots are distracted and worried that a brighter light or other threat would be coming.
2. Glare and disruption. As the light brightness increases, it starts to interfere with vision. Veiling glare would make it difficult to see out the windscreen. Night vision starts to deteriorate.
3. Temporary flash blindness. This works exactly like a bright camera flash: there is no injury, but night vision is temporarily knocked out. There may be afterimages — again, exactly like a bright camera flash leaving temporary spots.

These three visual effects are of primary concern for aviation experts. This is because they could happen with low-power lasers that are commonly available. The fourth concern, eye damage, is much less likely. It needs specialized equipment not readily available to the general public including terrorists (till now).

High power visible or invisible (IR or UV) laser light could cause permanent eye injury. The injury could be relatively minor, such as spots detectable only by medical examination or on the periphery of vision.

At higher power levels, the spots may be in the central vision area — the same one where the original light was viewed. The most unlike is an injury causing a complete and permanent loss of vision. It requires very specialized equipment. The terrorist could find far less expensive and much easier ways to attain his goals.

### **2.3. Night vision problem for human beings**

Night-vision devices (NVDs) was invented during WW II, e.g. IR sniper scopes using near-IR cathodes coupled with suitable phosphors, but they had several disadvantages as very large active IR searchlight, which could be detected by an enemy, the cumbersome batteries and limited range of observation. However, military leaders immediately saw many uses for this technology at the enemy under cover of darkness. An army equipped with night vision goggles, helmets and weapon’s sights is able to operate 24 hours a day [23, 24].

Nowadays, NVDs are used by ground troops and major weapon systems: tanks, infantry fighting vehicles, helicopters, aircrafts and missile systems. Targeting systems are particularly important for the major weapon systems due to their ability to “see” through dense smoke, dust, fog, and haze at great distances. The Iraq operations showed the necessity of NVDs improvement.

NVDs rely on an image-intensifier tube to collect and amplify IR and visible light (see Fig. 2):

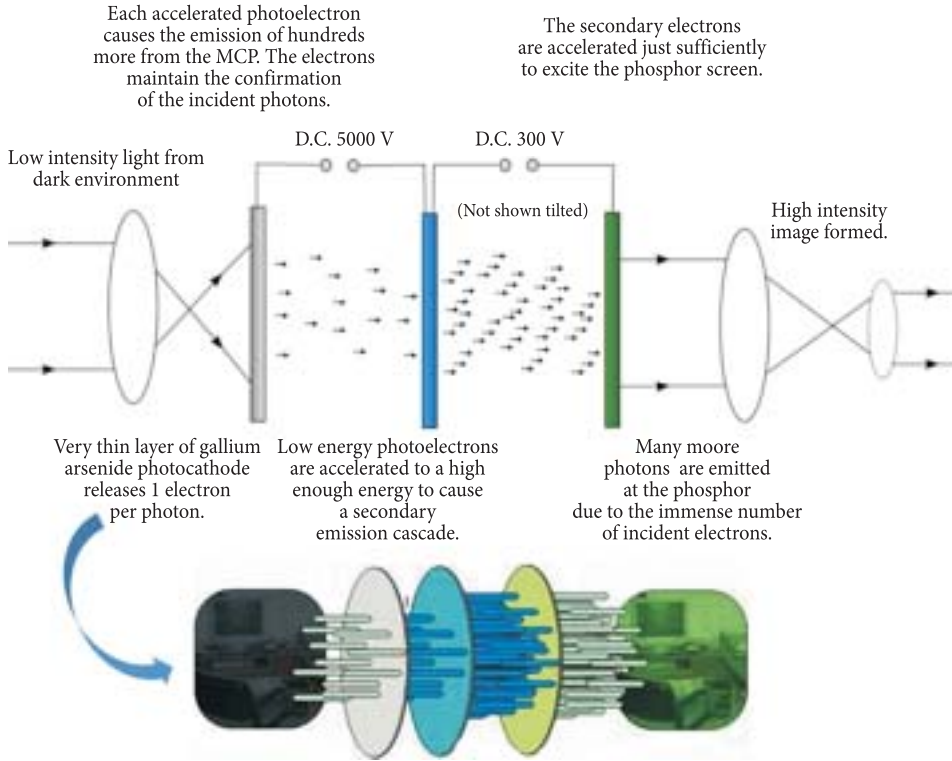


Fig. 2. The scheme of night vision device (NVD)

1. A conventional objective lens, capturing ambient visible and some near-IR light.
2. The gathered light is sent to the image-intensifier tube. In most NVDs, the power supplies are two N-Cell or two „AA” batteries with the output voltage, about 5.000 volts.
3. The photocathode of image-intensifier tube converts energy of light photons into electrons.
4. Those electrons, passing through the tube, create secondary electrons (chain reaction), i.e., act as multiplier. Each channel is about 45 times longer than it is wide, and it works as an electron multiplier.
5. At the end of the image-intensifier tube, the electrons hit a screen coated with phosphors. The energy of the electrons excites phosphors and subsequently, released photons create green image on the screen.
6. The image is viewed through ocular lens to magnify and focus the image. The NVD's may be also connected to an electronic display.

The crucially dangerous threat for soldiers using such equipment is high light intensity incident on the oculars. So, one has to cut off the bright light to secure the safe level for eye.

### **3. Real protection need**

The exposure to the visible laser beam can be detected by a bright color flash and an after-image has got complementary color (e.g., green 532-nm laser light would produce a green flash followed by a red afterimage). When the retina is affected, there may be difficult to detect blue or green colors. The exposure to the IR laser beams as Q-switched Nd:YAG laser (1064 nm) is especially hazardous and may be initially undetected because the beam is invisible and the retina has no pain sensory nerves. Photoacoustic retinal damage may be associated with an audible pop at the time of exposure. Visual disorientation caused by retinal damage may not be apparent until considerable thermal damage has occurred. Table 1 summarizes hazards caused by various light wavelengths [13].

Laser devices can be considered as a point source of great brightness. This is of considerable consequence from the hazard point of view, since the eye will focus the waves (400-1400 nm) from a point source to a small spot on the retina while the rays from an extended source will be imaged over the much larger area. When somebody is relatively far away from a diffuse reflection (the eye can no longer resolve the image), the diffuse reflection can be treated as the "point source". Diffuse reflections are only of importance with the use of extremely high-power sources.

Different geometries of an ocular exposure are demonstrated in Fig. 3. Intrabeam viewing of the direct laser beam (Fig. 3a) is the most hazardous. Intrabeam viewing of the beam reflected from a flat surface is illustrated in Fig. 3b. It is the most hazardous when the reflecting surface is flat or concave (Fig. 3c). Finally, Fig. 3d illustrates extended source of the diffuse reflection which is usually not hazardous except of very high power lasers.

The threat from laser beams presents potentially dangerous implications and hazards for the human eye, moreover the optical sensors.

Many devices have been suggested and used to protect sight against lasers. Physical barriers such as protective nontransparent curtains, absorption or reflective shields and filters have been implemented.

Eyewear such as protective spectacles, goggles, lenses, and binoculars have incorporated similar laser protective measures. However, none of these devices or methods is suitable for pilots and/or weapon operators. These methods can be cumbersome, intrusive, or prohibit acceptable vision for flight control and navigation as well as weapon use. Many of these methods and devices have very low transmittance even in off-state, inhibit or reduce the ability of the soldier to

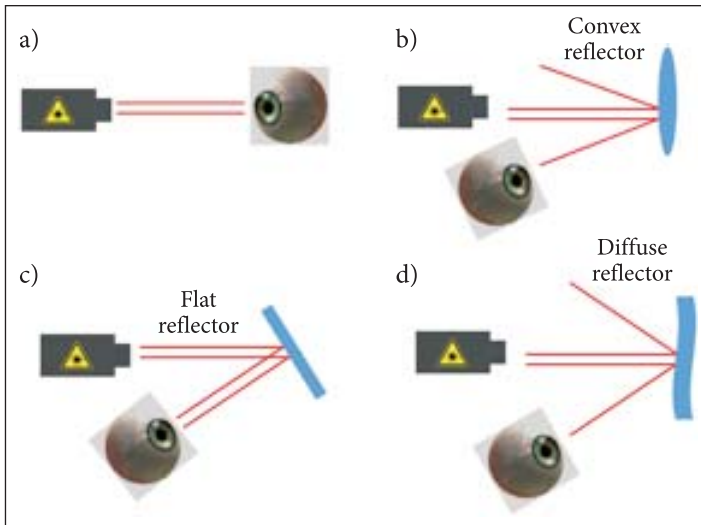


Fig. 3. Different geometries of an eye exposure for the laser beam

perform other visual tasks, or increase the overall workload. Therefore a need exists to improve solutions to protect soldiers against sight threats.

The idea is to employ optoelectronic systems for sight protection comprising a shutter assembly and an electronic control circuit, automatically adjustable between a clear and a dark state. The control circuit should store memory presets including at least one setting, corresponding to the operation of the shutter assembly.

The next idea is the light protection system including protective films. At first, single-use curtains activated by an explosive after a detection of high intensity light have been invented. Such system, however, can be adopted only in tanks or armoured carriers and needs long time to remove, i.e., to return fight ability of a crew.

The laser protective film may be a dyed absorbing film or a thin-film interference coating. Both films require transparent substrates for stress durability. The combination of the dyed substrate and coating may permit the film to be transparent within a portion of the visible spectrum and impermeable for laser radiation of given wavelengths.

The dyed substrate may be a plastic such as acrylic, polycarbonate, etc, while thin-film coating is obtained from dielectric layers. The cross member provides a structure on which the film may be mounted and by which the film may be latched or attached in an extended position to cover a window.

The eye protection is often considered uncomfortable because of the vision reduction and physical discomfort. Especially, for goggles protecting against visible-light wavelengths, color vision is impaired. Moreover, many types of goggles transmit less than 30 percent of visible light, which means that standard work environment

lighting levels may be inadequate, leading to increased risks for accidents. Finally, the weight, fit, and ventilation may cause physical discomfort.

The light exposure may create dangerous conditions such as flash blindness, in addition some 18 to 35% of the population possess the autosomal dominant genetic trait, *Photic Sneeze*, that causes the individual to experience an involuntary sneezing fit when exposed to a sudden flash of light. In a critical moment of the battle, the soldier, his unit or subunit may be endangered. Eyewear of course must be selected for the appropriate wavelength, to block or attenuate it — the eyewear absorbing 532 nm typically has an orange appearance, transmitting wavelengths larger than 550 nm. It would be useless to protect against IR wavelengths. The eyewear is rated for *Optical Density (OD)*, which is the base-10 logarithm of the attenuation factor by which the optical filter reduces light in the specified wavelength range power. For example, eyewear with OD 3 reduces the beam power by a factor of 1000. In addition to the optical density, sufficient to reduce beam power below the maximum permissible exposure, the laser eyewear can be used to withstand a direct hit from the laser beam without breaking. There is some important backdraw in the use of optic filter — a change in their properties under the influence of one or more environmental factors such as heat, light or chemicals. On the other hand, such degradation can be useful for recycling/reusing its waste to prevent or reduce environmental pollution.

In the mentioned situations, the eye safety is the avoidance of accidents, especially those, involving eye exposure to the direct light. A person exposed to the laser radiation (especially invisible one) may be unaware that damage is occurring. Some lasers are so powerful that even the diffuse reflection from a surface can be hazardous to the eye. Laser radiation predominantly causes eye injury via thermal effects on the retina. A transient temperature increase by ca. 10°C can destroy retinal photoreceptor. If the laser is sufficiently powerful, permanent damage can occur within a fraction of a second, faster than the blink of an eye.

Sufficiently powerful visible/near IR laser radiation (400-1400 nm) will penetrate the eyeball and may cause heating of the retina, whereas the exposure to laser radiation with wavelengths less than 400 nm and greater than 1400 nm are largely absorbed by the cornea and lens, leading to the development of cataracts or burn injuries. IR lasers are particularly hazardous, since the body's protective *blink reflex* response is triggered only by visible light. A pop or click noise emanating from the eyeball may be the only indication that retinal damage occurred, i.e., the retina was heated to over 100°C resulting in localized explosive boiling accompanied by the immediate creation of a permanent blind spot.

In the civilian lasers' usage, there are many measures to avoid accidents. Lasers have been classified by wavelength and maximum output power into four main classes. The classifications categorize lasers according to their ability to produce damage in exposed people, from class 1 (no hazard during normal use) to class 4

(severe hazard for eyes and skin). This classification system is a part of the revised IEC 60825 standard. From 2007, the revised system is also incorporated into the US ANSI Laser Safety Standard (ANSI Z136.1). The system uses Arabic numerals (1-4) in all jurisdictions. The laser classification is based on the concept of defined accessible emission limits (AEL). This is usually a maximum power (W) or energy (J) that can be emitted in a specified wavelength range and exposure time. For IR wavelengths above 4  $\mu\text{m}$ , it is specified as a maximum power density ( $\text{W}/\text{m}^2$ ).

In the European Community, eye protection requirements are specified in European norm EN 207, requirements for protective goggles are specified in EN 208. These transmit a portion of the laser light, permitting the operator to see where the beam is and do not provide complete protection against a direct laser beam hit. Finally, European norm EN 60825 specifies optical densities in extreme situations. In the European Community, manufacturers are required by European norm EN 207 to specify the maximum power rating rather than the optical density.

The most important parameter for laser characterization is the *maximum permissible exposure* (MPE) — the highest power or energy density (in  $\text{W}/\text{cm}^2$  or  $\text{J}/\text{cm}^2$ ) of a light source that is considered safe, i.e., has a negligible probability for creating eye damage. It is usually about 10% of the dose that has a 50%-chance of creating damage under worst-case conditions. The MPE increases with the beam collimation. The dependence of MPE on different parameters is given in Figs. 4, 5, and 6.

The MPE is measured at the cornea of the human eye or at the skin, for a given wavelength and exposure time. MPE calculation for ocular exposure takes into

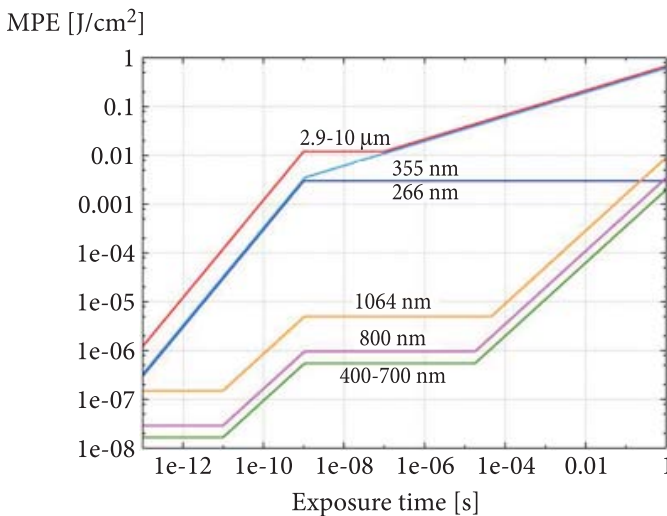


Fig. 4. Maximum permissible exposure (MPE) at the cornea for a collimated laser beam according to IEC 60825, as energy density versus exposure time for various wavelengths

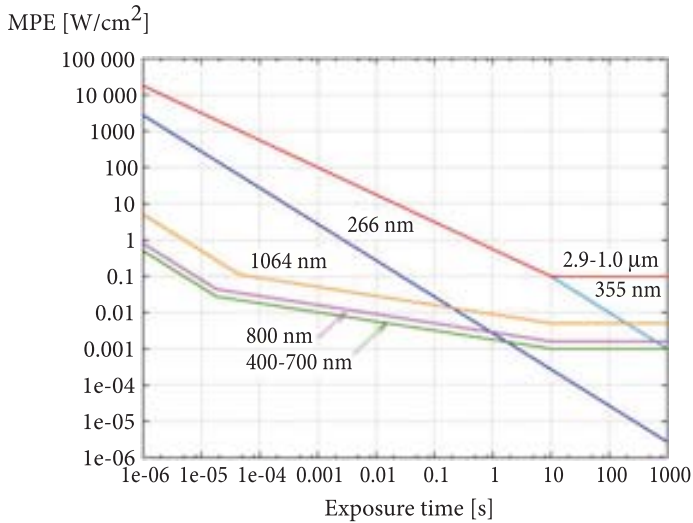


Fig. 5. MPE as power density versus exposure time for various wavelengths

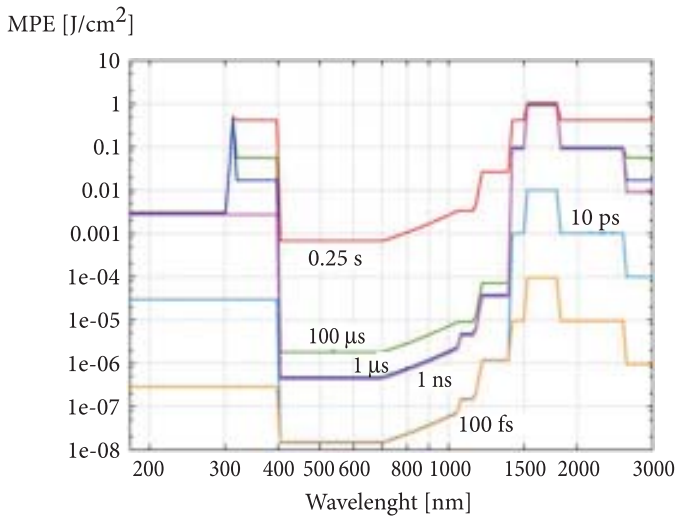


Fig. 6. MPE as energy density versus wavelength for various exposure times (pulse durations)

account the way in which light can act upon the eye. For example, deep-UV light causes accumulating damage, even at very low powers. IR light of a wavelength longer than ca. 1400 nm is absorbed by the transparent parts of the eye before it reaches the retina, which means that the MPE for these wavelengths is higher than for visible light. The MPE takes also into account the spatial distribution of the light.

Collimated laser beams of visible and near-IR light are dangerous even at relatively low powers because the lens focuses the light onto a tiny spot on

the retina. In the MPE calculation, the worst-case scenario is assumed, in which the eye lens focuses the light into the smallest possible spot size on the retina for the particular wavelength and the pupil is fully open. The MPE is based on the power or energy that can pass through a fully open pupil ( $0.39 \text{ cm}^2$ ) for visible and near-IR wavelengths. This is relevant for laser beams that have a cross-section smaller than  $0.39 \text{ cm}^2$ . The IEC-60825-1 and ANSI Z136.1 standards include methods of calculating MPEs [25-28].

#### 4. Protection means

Being able to prepare, maneuver and attack before the enemy can detect the threat and respond is a decisive advantage in the modern battlefield. Modern technology can expand the element of a surprise increasing a tactical advantage, especially when the enemy is not so equipped. Therefore even short period of visibility loose is highly dangerous for the Armed Forces personnel, especially for the pilots and weapon system operators.

Protective eyewear in the form of goggles with appropriately filtering optics can protect the eyes from the direct, reflected or scattered light (laser beam, nuclear blast, special conventional blast or other dangerous light, e.g. sun) of a hazardous power. An optical filter usually uses a material of wavelength-dependent transmission or reflectivity, although there are also filters using light polarization or spatial distribution. Nowadays, there are many different types of optical filters, based on different physical principles. Some examples of optical filters are:

- absorbing (dye) glass or polymer filters based on wavelength-dependent absorption; as the absorbed light is converted into heat, such filters are usually not suitable for high-power optical radiation,
- various kinds of optical filters based on interference effects combined with wavelength-dependent phase shifts during propagation; such filters exhibit wavelength-dependent reflection and transmission, and the light which is filtered out can be sent to some beam dump, which tolerates high optical powers; an important class of interference-based filters contains well-known dielectric coatings including dichroic ones,
- Fabry-Pérot interferometers and arrayed waveguide gratings are also based on interference effects, but typically exploiting larger differences of the path length; therefore, they can have sharper spectral features,
- Lyot filters involve wavelength-dependent polarization changes,
- other filters are based on wavelength-dependent refraction in prisms.

Concerning the shape of the transmission curve, there are:

- a) bandpass filters, transmitting only a certain wavelength range;
- b) notch filters, eliminating light of a certain wavelength range;

- c) edge filters, transmitting only wavelengths above or below a certain value (high-pass and low-pass filters).

It was mentioned above that dielectric interference coatings consist of a stack of thin sub-micron layers, sometimes even more than 100 [29, 30] of transparent dielectric materials deposited on a substrate. They modify the reflective properties of the surface by the interference of reflections from multiple optical interfaces. They are widely used in optical systems so, their technology is well developed.

Dielectric coatings should be deposited onto glass or crystalline substrates securing mechanical durability of the device. A further area of increasing importance is the fabrication of dielectric coatings on polymers cheaper and easier to prepare. Such substrates can be used to fabricate elastic optical elements or elements with complex geometrical shape [31]. The fabrication of dielectric mirrors is usually based on: electron beam deposition, ion-assisted deposition or ion beam sputtering.

Important aspects for the selection of a fabrication technique are as follows [32, 33]:

1. The suitability for given coating materials.
2. The precision of the layer thickness values (which may be increased with automatic control involving in-situ growth monitoring).
3. The optical quality of the deposited layers.
4. The ability of the coatings to withstand high optical intensities.
5. The uniformity of layer thickness values over a larger area.
6. The reproducibility and stability of refractive indices.
7. The required substrate temperature.
8. The time required for the growth.

The simplest solution is to employ goggles, especially interference ones, but they work properly only for 90 degrees light incidence angle [34-36]. To achieve wanted degree of protection, one should adopt convex glasses of complex geometry.

The filters use the interference effect to transmit or reflect desired wavelength ranges and have extremely good contrast in comparison with absorptive colored glass filters with very narrow or sharply defined transmission bands, moreover quite small durability and short period of storage.

Although the most of interference filters have transmission side bands on both sides of the center wavelength, these bands can be blocked by combination with a multi-layer blocking or glass filter. For these filters, especially important is an effect of the incidence angle. When the filter is tilted, with respect to the incident light, its transmission band shifts towards the shorter wavelength. At angles of incidence up to about 20°, the shape of the spectral characteristic remains approximately the same, but at larger angles, the transmission band splits into two separate peaks, because the p-component (parallel to the plane of incidence) and the s-component are shifted by different degree. Since the transmittance of p-component is virtually independent on the inclination, a single interference filter equipped

with polarizer can be tilted at various angles to obtain a variety of wavelengths of monochromatic light. In normal usage, the incidence angles greater than  $20^\circ$  are not recommended.

Laser protective eyewear comes in two types: the full attenuation and the alignment ones. The full attenuation means the eyewear will completely block the transmission of a direct exposure laser beam. Alignment or partial attenuation allows an individual, while wearing laser eyewear, to have some visibility, which means that certain part of the beam's energy should pass through the laser protective eyewear. To talk about laser protective eyewear, one really needs to understand two terms: optical density (OD — a filtration factor) is a parameter specifying the attenuation afforded by a transmitting medium. The OD is described in logarithm units; so, goggles with a transmission of 0.000001% can be described as having an OD of 8.0 [37, 38]

$$OD = \log_{10} \left( \frac{M_i}{M_t} \right), \quad (1)$$

where  $M_i$  and  $M_t$  are the power of the incident transmitted beam, respectively for MPE. The higher the exposure over the MPE is, the greater the damage will be until a threshold is reached, where the damage itself moderates the energy and damage.

The simplest solution is to use special goggles similar to sunglasses that darken when exposed to the intensive light, e.g., via specific chemical reaction. The molecules of a photochromic compound do not absorb light for the normal intensity. But when exposed to high light intensity, as in direct sunlight, they undergo a photoisomerization. The new molecular structure absorbs portions of the visible light darkening the lenses. The absence of the light causes the molecules to return to their original shape resulting in the loss of their light absorption. The process is very rapid but gives poor protection.

## 5. Solution baptism fire — Liquid Crystals

Another way to protect soldiers' sight is to use an auto-darkening goggles or special kind of helmet containing an electronic shutter module.

Since the late seventies, the application of liquid crystals (LC) spread to a wide range of products, such as measuring instruments, domestic, office and audio equipment, game machines and vehicle instruments. From the early 80s, the technology of active matrix displays with thin-film transistors has been developed [39]. LC has unique electro-optical properties. When subjected to small electric fields, reorientation and alignment of the LC molecules take place, which produce striking optical effects because light propagates in different conditions.

LC light shutter is normally transparent and darkens when a voltage reorienting LC molecules is applied [40-42]. The shutter module contains a photosensor and the electronic control module. This module detects the bright light and closes the LC shutter as fast as at least in 1 ms. When ambient light returns to the normal level, the system returns to the initial state by several dozens of milliseconds. The schematic view of the LC light shutter is given in Fig. 7. Modern auto-darkening eye protection has adjustments for sensitivity, shade and time delay after light removal.

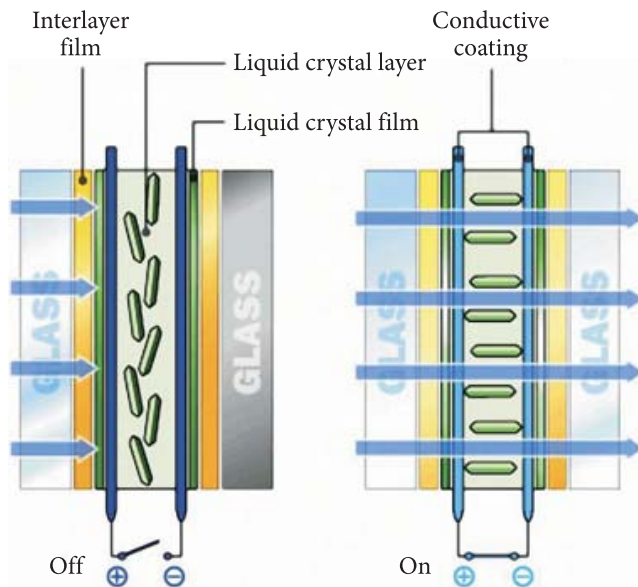


Fig. 7. Idea of protective Liquid Crystal layer in the modern goggles

Over one hundred thousand LC materials (individuals or mixtures [43]) are known. Depending on the temperature and substance nature, LC can exist at least in one of several distinct phases. Nematic LCs are commonly used [44] to perform several electrooptic effects as twisted nematic, supertwisted nematic or electrically driven birefringence. By applying an electric field (voltage) to the cell containing LC, one can control LC orientation and so light transmission [34-40, 45-46] what is widely used in information displays and beam processing devices [47, 48].

At the end of the twentieth century, the ferroelectric liquid crystals (FLCs) and antiferroelectric LC (AFLC's) having a chiral smectic C phase were discovered. Their alignment show periodic layered structures contrary to nematics having only directional order. FLCs and AFLCs exhibit fast switching (less than 10  $\mu$ s) and wide viewing angle. Moreover, AFLC materials show a symmetrical response to positive and negative electric signals and no hysteresis as well as no stress vulanereability.

However, smectic liquid crystals show a large variety of defects due to their highly ordered structures. Moreover, FLC structures are often irreversibly destroyed by applied stress. Those phenomena give a major problem for military applications.

We do not present here the details of LC technology and physics because they are extensively described in literature [49-51] nevertheless in general nematic and smectic liquid crystals can be used in eyesight protection via different electrooptical effects exploiting a switch between transparent and dark states. It should be underlined that for the effective protection against light of high intensity two LC cells in tandem are often required. It means that in so-called transparent state, only about of 15-20 per cent of ambient light can reach the observer's eye. In other words, the optical observation system is very dark.

Another solution using LC materials is electrically induced light transmission observed in polymer-dispersed LC composites (PDLC) composites [52]. Those materials contain LC droplets embedded into the polymer binder [53]. The system is scattering or transmitting without applied voltage and becomes transparent or scattering after voltage application, respectively [53-55]. In our case, the second mode (transparent → scattering) can be adopted. After detection of light danger, the electronic system automatically closes the PDLC light valve and scatters backward ambient light. Single cell is much more transparent than other LC light valves and even in tandem enables good view for the observer.

It is also possible to adopt electrically driven light deflectors using cholesteric liquid crystals pushing out the dangerous light from the optical path of the observing/aiming system due to selective reflection effect [56], however, those devices should be designed for light given wavelengths (at least one).

The materials mentioned above are probably the best choice for designers who will try to build up new kind of eye protection goggles.

In our opinion, the systems of effective sight protection should comprise the following elements:

1. Passive broad-band dielectric filter for the sight protection during first millisecond.
2. Active electrooptical system switched on just after the dangerous light detection. We suggest that PDLC light valve should be adopted because this device enables good visibility in off-state.
3. In case of larger viewing and aiming systems, also nematic or smectic LC based electrooptical effects can be used, but those devices has got rather poor visibility in off-state.

## 6. Summary and conclusions

Laser safety goggles or similar elements of optical systems are frequently used for eye protection against light of high intensity. However, their role in this context is often poorly reflected. Maintaining the human beings visual abilities in some environment is a goal which is so important that a high level of reliability is essential. That is achieved only by employing multiple means of protection, providing some level of redundancy which guarantees safety even if one layer fails for some reason — this is the most basic reason why safety goggles can only represent one of several required safety measures.

The limited reliability of safety goggles alone is quite obvious. A strong laser beam, or detonation blast can easily destroy safety glasses. The same holds for intense pulses from a Q-switched lasers; a single shot may make a protection glass crack, and at least the next shot then hits the eye without protection. Furthermore, a laser beam may come from the rear and be partially reflected at the safety glasses, so that some light gets into the eye. There may also be a laser beam at a wavelength against which the glasses provide no protection; where the involved wavelengths are changing quite often.

Of course, the chances that sight safety devices are used can be improved. The probably best way to achieve this is to provide really suitable goggles. This requires several compromises which need to be adapted to the concrete circumstances. For example, the technically safest glasses tend to be heavy and uncomfortable, while very lightweight ones may not provide sufficient safety.

Perfect safety, especially for the military personnel on the modern battlefield is impossible to obtain, but at least we can find a reasonable safety level by employing a well thought — through system of safety measures and by occasionally reflecting the essential aspects. The general conclusions are as follows:

1. Effective sight protection device should, at first, enable good visibility when the danger is absent.
2. On the other hand, in case of illumination, it should pass only small light intensity tolerated by human eye.
3. The reaction should be automatic (originated from the physical effect or electronic sensing system) and so fast that human sight will be properly protected.
4. The device should have low angular sensitivity, long period of storage, low weight, high resistance against high intensity of light, including IR and UV, high durability against environmental and using factors, and a possibility of multiple action.
5. Liquid crystal devices of different kind, especially intelligent ones, seem to be a good solution because of
  - very good effectiveness,

- relatively good visibility in off-state,
- tolerable angular dependence of protection,
- long period of storage,
- low sensitivity for light damage due to small thickness and weight (low energy absorption),
- relatively small mass and dimensions.

The authors appreciate the financial support of the Polish Ministry of Sciences and Higher Education, Key Project POIG.01.03.01-14-016/08 “New Photonic Materials and their Advanced Applications”.

Received November 2 2009, revised January 2010.

#### REFERENCES

- [1] B. WÖRDENWEBER, J. WALLASCHEK, P. BOYCE, D. D. HOFFMAN, *Automotive Lighting and Human Vision*, Springer, 2007.
- [2] A. CSILLAG, *Atlas of the Sensory Organs: Functional and Clinical Anatomy*, Humana Press, 2005.
- [3] *NATO Handbook on the Medical Aspects of NBC Defensive Operations (Part I. Nuclear)*, Departments of the Army, Navy, and Air Force: Washington, D.C., 1996.
- [4] S. GLASSTONE, P. J. DOLAN, *The Effects of Nuclear Weapons* (third edition), Washington, D.C.: U.S. Government Printing Office, 1977.
- [5] *The Effects of Nuclear War*, The Office of Technology Assessment, Washington, D.C., May 1979.
- [6] *Nuclear Attack Planning Base 1990*, Final Project Report, Executive Summary, Federal Emergency Management Agency, Washington, D.C., April 1987.
- [7] D. M. FINLAYSON, B SINCLAIR (ed.), *Advances in Lasers and Applications*, Scottish Universities Summer School in Physics, J. W. Arrowsmith Ltd, Bristol, 1999.
- [8] M. ENDO, *Gas Lasers*, CRC Press, Taylor & Francis Group, New York, 2007.
- [9] R. S. QUIMBY, *Photonics and Lasers: An Introduction*, John Wiley & Sons, Inc., New Jersey, 2006.
- [10] I. T. SOROKINA, K. L. VODOPYANOV (ed.), *Solid-State Mid-Infrared Laser Sources*, Springer-Verlag, New York, 2003.
- [11] J. MILLER, E. FRIEDMAN, *Photonics Rules of Thumb: Optics, Electro-Optics, Fiber Optics and Lasers*, 2nd ed., McGraw-Hill Professional, New York, 2004.
- [12] J.-Y. ZHANG, J. Y. HUANG, Y. R. SHEN, *Optical Parametric Generation and Amplification*, (in:) *Laser Science and Technology*, vol. 19, Harwood Academic Publishers GmbH, 1995.
- [13] J. O. HIRSCHFELDER (ed.), *Lasers, Molecules, and Methods*, *Advances in Chemical Physics*, 68, John Wiley & Sons, New York, Chichester, Brisbane, Toronto, Singapore, 1989.
- [14] W. W. DULEY, *UV Lasers: Effects and Applications in Materials Science*, Cambridge University Press, 2005.
- [15] M. S. SHUR, A. ZUKAUSKAS (ed.), *UV Solid-State Light Emitters and Detectors*, (in:) *NATO Science, Series II: Mathematics, Physics and Chemistry*, Kluwer Academic Publishers, Springer, 2004.
- [16] O. SVELTO, *Principles of Lasers*, Springer Science–Business Media Inc., New York, 1998.

- 
- [17] J. F. READY, *Industrial Applications of Lasers*, 2nd ed., Academic Press Ltd, San Diego, 1978.
- [18] M. L. WOLBARSHT (ed.), *Laser Applications in Medicine and Biology*, Plenum Publishing Corporation, New York, 1991.
- [19] F. DUARTE, *Tunable Laser Applications*, 2nd ed., CRC Press, Taylor & Francis Group, New York, 2009.
- [20] A. E. SIEGMAN, *Lasers*, University Science Books, Sausalito CA, 1986.
- [21] A. SENNAROGLU, *Solid-State Lasers and Applications*, CRC Press, Taylor & Francis Group, New York, 2006.
- [22] B. E. A. SALEH, M. C. TEICH, *Fundamentals of Photonics*, 2nd ed., John Wiley & Sons, New York, 2007.
- [23] MAJ. J. L. PLASTER, USAR (ret.), *Ultimate Sniper 2006: An Advanced Training Manual for Military and Police Snipers*, Paladin Press, 2006.
- [24] *101 Spy Gadgets for the Evil Genius*, McGraw — Hill/TAB Electronics, 2006.
- [25] *International Electrotechnical Commission (IEC), origin of international laser safety standards: IEC 60825-1 (Safety of laser products, Part 1: Equipment classification, requirements and user's guide) and IEC-60825-2 (Safety of laser products, Part 2: Safety of optical fibre communication systems (OFCS)*, IEC, Geneva, 2001.
- [26] *American National Standards Institute (ANSI)*, <http://www.ansi.org/>, Origin of the American Z-136 safety standard series, in particular the important Z-136.1.
- [27] *Laser Institute of America on laser safety*, [http://www.laserinstitute.org/subscriptions/safety\\_bulletin/laser\\_safety\\_info/](http://www.laserinstitute.org/subscriptions/safety_bulletin/laser_safety_info/)
- [28] *Occupational Safety & Health Administration*, U.S. Department of Labor, Technical Manual on Laser Hazards, [http://www.osha.gov/dts/osta/otm/otm\\_iii/otm\\_iii\\_6.html](http://www.osha.gov/dts/osta/otm/otm_iii/otm_iii_6.html)
- [29] J. R. MCNEIL, A. C. BARRON, S. R. WILSON, W. C. HERRMANN, JR., *Ion-assisted deposition of optical thin films: low energy vs. high energy bombardment*, *Appl. Optics*, 23(4), 552, 1984.
- [30] H. SANKUR, R. L. HALL, *Thin-film deposition by laser-assisted evaporation*, *Appl. Opt.*, 24(20), 3343, 1985.
- [31] P. J. MARTIN, *Ion-based methods for optical thin film deposition*, *J. Mater. Sci.*, 21(1), 1, 1986.
- [32] N. KAISER (ed.), *Optical Interference Coatings*, Springer, Berlin, 2003.
- [33] A. THELEN, *Design of Optical Interference Coatings*, McGraw-Hill, 1989.
- [34] M. G. ROBINSON, J. CHEN, G. D. SHARP, *Polarization Engineering for LCD Projection*, John Wiley & Sons Ltd, The Atrium, Southern Gate, Chichester, West Sussex, 2005.
- [35] I. R. KENYON, *The Light Fantastic. A Modern Introduction to Classical and Quantum Optics*, Oxford University Press, 2008.
- [36] J. NODA et al., *Polarization-maintaining fibers and their applications*, *J. Lightwave Technol.*, 4(8), 1071, 1986.
- [37] P. W. ZITZEWITZ, *Glencoe physics*, Glencoe/McGraw-Hill, New York, 1999.
- [38] M. J. WEBER, *Handbook of optical materials*, CRC Press LLC, 2003.
- [39] K. TAKATOH, M. HASEGAWA, M. KODEN, N. ITOH, R. HASEGAWA, M. SAKAMOTO, *Alignment Technologies and Applications of Liquid Crystal Devices*, by Taylor & Francis Inc., 2005.
- [40] S. CHANDRASEKHAR F.R.S., *Liquid Crystals*, 2nd ed., Cambridge University Press, Cambridge, 1992.
- [41] D.-KE YANG, S.-TSON WU, *Fundamentals of Liquid Crystal Devices*, John Wiley & Sons Ltd, The Atrium, Southern Gate, Chichester, West Sussex, 2006.

- [42] P. J. COLLINGS, M. HIRD, *Introduction to Liquid Crystals: Chemistry and Physics*, Taylor and Francis e-Library, Philadelphia, 2009.
- [43] J. A. CASTELLANO, *Liquid GOLD. The Story of Liquid Crystal Displays and the Creation of an Industry*, World Scientific Publishing Co. Re. Ltd, 2005.
- [44] H. SINGH NALWA (ed.), *Handbook of Advanced Electronic and Photonic Materials and Devices*, Academic Press, 2001.
- [45] L. VICARI, *Optical Applications of Liquid Crystals*, Institute of Physics Publishing, DiracHouse, Temple Back, Bristol, 2003.
- [46] A. K. BHOWMIK, Z. LI, P. J. BOS, *Mobile Displays. Technology and Applications*, John Wiley & Sons Ltd, The Atrium, Southern Gate, Chichester, West Sussex, 2008.
- [47] S. KOBAYASHI, S. MIKOSHIBA, S. LIM, *LCD Backlights*, John Wiley & Sons, Ltd, 2009.
- [48] JIUN-HAW LEE, DAVID N. LIU, SHIN-TSON WU, *Introduction to Flat Panel Displays*, JohnWiley & Sons Ltd, 2008.
- [49] Z. MIERCZYK, M. KWAŚNY, B. KUZAKA, *Safety of Lasers Application*, Polski Merkuriusz Lekarski, 6(3-4), 1999, 211-217 (in Polish).
- [50] Z. MIERCZYK, M. KWAŚNY, J. MIERCZYK, J. KUBICKI, *Spectral and Resistance Characteristics of Antilaser Protective Filters*, Biul. WAT, 56(1), 2007, 189-205 (in Polish).
- [51] P. KONIECZNY, A. WOLSKA, J. ŚWIDERSKI, A. ZAJĄC, *Simulation of Threats Caused by Reflected and Scattered Laser Radiation and Selected Aspects of Design of Anti-radiation Curtains*, Biul. WAT, 56(1), 2007, 223-244 (in Polish).
- [52] E. BÜYÜKTANIR, M. MITROKHIN, B. HOLTER, A. GLUSHCHENKO, J. L. WEST, *Flexible bistable smectic-A polymer dispersed liquid crystal displays*, Jpn. J. App. Physics, 45, 5A, 2006, 4146-4151.
- [53] S. J. WOLTMAN, G. P. CRAWFORD, G. D. JAY, *Liquid Crystals*, Frontiers in Biomedical Applications, World Scientific Publishing Co. Pte. Ltd, 2007.
- [54] T. SCHARF, *Polarized light in liquid crystals and polymers*, John Wiley & Sons, Inc., 2007.
- [55] L. VICARI, *Optical Applications of Liquid Crystals*, Institute of Physics Publishing Bristol and Philadelphia, 2003.
- [56] X.-JIU WANG, Q.-FENG ZHOU, *Liquid Crystalline Polymers*, World Scientific Publishing Co. Pte. Ltd, 2004.

M. KLOSKE, S. J. KŁOSOWICZ

### Współczesne pole walki i nowe materiały do ochrony wzroku

**Strzeszczenie.** W artykule przedstawiono przegląd głównych zagrożeń dla wzroku żołnierza na współczesnym polu walki. Ten problem ma zasadnicze znaczenie dla właściwego działania pilotów, kierowców-mechaników i operatorów uzbrojenia. Nawet chwilowa utrata wzroku może być niebezpieczna podczas działań bojowych. Spośród różnych możliwych zagrożeń dwa są szczególnie niebezpieczne: lasery i wybuchy jądrowe, a także wybuchy ładunków konwencjonalnych specjalnego rodzaju. Omówiono możliwe środki ochrony wzroku szczególną uwagę poświęcając perspektywicznym materiałom. Za najlepsze rozwiązanie dla współczesnych platform powietrznych i lądowych, jak również pojedynczego żołnierza uznano inteligentne zawory optyczne wykorzystujące ciekłe kryształy.

**Słowa kluczowe:** ochrona wzroku, lasery, współczesne pole walki

**Symbol UKD:** 681.73



## Fotoporządkowanie — alternatywna technika dla szybkich przetworników ciekłokrystalicznych

MARCIN M. CHRZANOWSKI, JERZY ZIELIŃSKI,  
EDWARD NOWINOWSKI-KRUSZELNICKI,  
MAREK OLIFIERCZUK

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Nowych Technologii i Chemii,  
Instytut Fizyki Technicznej, 00-908 Warszawa, ul. S. Kaliskiego 2

**Streszczenie.** W artykule podjęto temat wyboru techniki fotoporządkowania ciekłego kryształu. Technologia ta jest alternatywą dla najczęściej stosowanego rubbingu, czyli jednostronnego polerowania warstw poliimidowych i poliamidowych. Zarówno w przypadku rubbingu (buffingu), który ma naturę kontaktową, jak i bezkontaktowego fotoporządkowania efektem pracy jest wytworzenie anizotropii warstwy, która następnie ma za zadanie porządkować leżącą bezpośrednio na niej warstwę ciekłego kryształu (LC). Rubbing jest metodą stosunkowo prostą i tanią i jest zwyczajowo używany przy produkcji wyświetlaczy ciekłokrystalicznych. W trakcie polerowania mogą jednak powstawać uszkodzenia struktury matrycy aktywnej oraz tworzyć się pyły, które są szkodliwe zwłaszcza dla bardzo cienkich warstw ciekłego kryształu. W związku z tym poszukuje się metod alternatywnych porządkowania. Z fotoporządkowaniem mamy do czynienia wtedy, gdy anizotropia warstwy porządkującej wywołana jest przez ekspozycję materiału fotoczułego na działanie światła ultrafioletowego spolaryzowanego liniowo. Jest to proces bezkontaktowy, więc eliminuje on większość wymienionych wcześniej wad rubbingu. Ponadto umożliwia pracę na plastycznych oraz zakrzywionych podłożach.

Istnieją cztery różne drogi realizacji procesu fotoporządkowania warstwy światłoczułych materiałów organicznych: 1) fotodegradacja w materiałach poliimidowych, 2) izomeryzacja *cis-trans* azo związków, 3) czysta reorientacja związków azowych w polu potencjału światła UV oraz 4) sieciowanie w strukturze polimerowej. W pracy przedstawiono krytyczny przegląd wyżej wymienionych metod.

Zastosowanie fotoporządkowania badane jest pod kątem przydatności w komórkach działających w oparciu między innymi o efekty: FLC (ang. *ferroelectric liquid crystal*, ciekły kryształ ferroelektryczny), TN (ang. *twisted nematic*, skręcony nematyk), BTN (ang. *bistable twisted nematic*, bistabilny skręcony nematyk), VAN (ang. *vertical alignment nematic*, pionowa deformacja fazy nematycznej), IPS (ang. *in plane switching*, przełączanie w płaszczyźnie) i inne. Celem poniższej pracy jest porównanie i określenie przydatności różnych metod fotoporządkowania dla technologii przetworników ciekłokrystalicznych o dużej jasności zobrazowania.

**Słowa kluczowe:** fotoporządkowanie, izomeryzacja *cis-trans*, sieciowanie krzyżowe, fotodegradacja, model dyfuzyjny, LCD (ang. *liquid crystal display*, wyświetlacz ciekłokrystaliczny), LPP (ang. *linear photopolymerization*, fotopolimeryzacja liniowa), LPUV (ang. *linear polarized ultraviolet light*, światło ultrafioletowe spolaryzowane liniowo), LC (ang. *liquid crystal*, ciekły kryształ)

**Symbol UKD:** 548-14

## 1. Wstęp

Wyświetlacze ciekłokrystaliczne w ostatnich latach utrwaliły swoją dominującą pozycję, skutecznie walcząc z plazmowymi o rynek wielkowymiarowych (ponad 40") monitorów TV do obserwacji bezpośredniej. Ten stan sugeruje, że wszelkie problemy technologiczne zostały rozwiązane i opanowane. Okazuje się jednak, że nie we wszystkich przypadkach.

Jednym z podstawowych, bardzo ważnych procesów jest otrzymywanie warstwy orientującej, której zadaniem jest wymuszenie jednorodnej tekstury wyjściowej. Typowo w wyświetlaczach adresowanych pasywnie lub wielkowymiarowych TV porządkowanie realizowane jest przez rubbing, czyli jednokierunkowe polerowanie warstwy poliimidu (lub poliamidu) nałożonej na elektrody. Ta stosunkowo prosta i tania technologia w przypadku wyświetlaczy mniejszych o bardzo dużej rozdzielczości — dyspleje do systemów projekcyjnych, wysoko rozdzielcze ekrany laptopów — ma pewne wady: w trakcie polerowania mogą powstawać uszkodzenia struktury matrycy aktywnej, w procesie powstają również pyły (szkodliwe zwłaszcza dla bardzo cienkich warstw ciekłego kryształu, to jest  $2\div 5\ \mu\text{m}$ ) i wreszcie na poziomie mikroskopowym (co jest ważne dla dysplejów do systemów projekcyjnych) uporządkowanie wcale nie jest jednorodne. Inne technologie, na przykład napylenie  $\text{SiO}_2$  pod kątem ostrym [1-3] czy nanoszenie substancji odpowiednio zmieniających współczynnik zwilżania roztworów (na przykład lecytyny) są jeszcze mniej przydatne w masowej produkcji. Problemy sprawiają również takie technologie jak żłobienie laserem [4], mikrorubbing [5, 6] czy naświetlanie wiązką jonów [7, 8]. Dlatego też trwają próby znalezienia „nowej”, najlepiej uniwersalnej techniki porządkowania, możliwej do zastosowania dla różnych efektów i na różnych podłożach, która mogłaby docelowo być przydatna w produkcji masowej. Przykładem jest fotoporządkowanie i właśnie cel poniższej pracy to określenie przydatności różnych metod fotoporządkowania dla technologii przetworników ciekłokrystalicznych o dużej jasności obrazowania. Dodatkowo rozważony zostanie problem określenia przydatności wybranych technologii do wykonania wyświetlaczy na podłożach innych niż szkło.

## 2. Ogólne podstawy fotoporządkowania

Z fotoporządkowaniem mamy do czynienia wtedy, gdy anizotropia warstwy porządkującej wywołana jest przez ekspozycję materiału fotoczułego na działanie światła ultrafioletowego spolaryzowanego liniowo (LPUV). Procesy, o których mowa, można podzielić wstępnie na dwie kategorie w zależności od tego, czy proces fotoporządkowania obejmuje przekształcenia fotofizyczne odwracalne, czy też nieodwracalne zjawiska fotochemiczne.

Fotoporządkowanie jest w swej istocie techniką bezkontaktową, przez co eliminuje się wytwarzanie zanieczyszczających powierzchni drobinek pyłu, jej elektryzowanie oraz mechaniczne niszczenie. Poza tym jest to proces niskotemperaturowy, dzięki czemu może być stosowany do wytwarzania giętkich displejów ciekłokrystalicznych (LCDs) na podłożach plastycznych.

## 3. Mechanizmy i materiały porządkujące

Przedmiotem naszego zainteresowania są cztery różne drogi realizacji procesu fotoporządkowania warstwy materiału, który pozwoli potem wytworzyć odpowiednią teksturę materiału ciekłokrystalicznego. Są to:

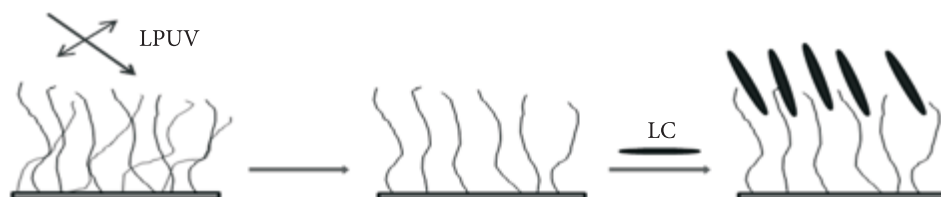
- fotodegradacja w materiałach poliimidowych,
- izomeryzacja *cis-trans* azowiązków,
- czysta reorientacja związków azowych w polu potencjału światła UV oraz
- sieciowanie w strukturze polimerowej.

Poniżej zostanie przedstawiony krytyczny przegląd wyżej wymienionych metod.

### 3.1. Fotodegradacja w materiałach poliimidowych

Poliimidy i poliamidy są polimerami od wielu lat wykorzystywanymi w technologii porządkowania metodą rubbingu. To związki dobrze poznane i opisane, dlatego też próby ich wykorzystania w nowej metodzie były naturalne. W procesie technologicznym warstwę poliimidową naświetla się wiązką liniowo spolaryzowanego światła ultrafioletowego o wysokiej wartości natężenia. W trakcie absorpcji promieniowania najsłabsze wiązania poliimidu ulegają wzbudzeniu, a następnie rozpadowi homolitycznemu. W trakcie tego procesu fotodysocjacji powstają wolne rodniki, które następnie biorą udział w procesach utleniania. Do pomyślnego fotoporządkowania niezbędna jest wobec tego obecność atmosfery zawierającej tlen cząsteczkowy [9]. Naświetlanie prowadzi więc do selektywnego rozkładu łańcuchów poliimidowych w warstwie orientującej. Przed naświetleniem warstwa polimeru

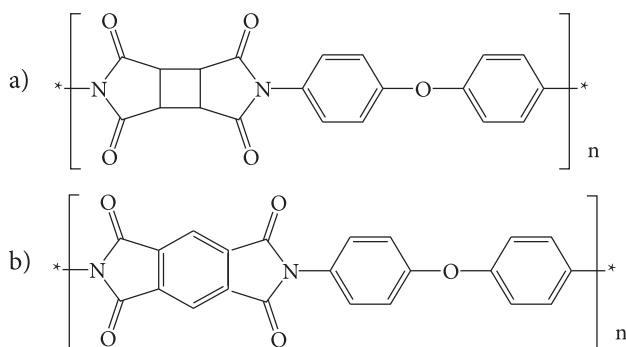
jest nieuporządkowana — łańcuchy poliimidu są w niej zorientowane w całkowicie przypadkowy sposób na powierzchni elektrody. W trakcie naświetlania te łańcuchy, które leżą równoległe do płaszczyzny polaryzacji światła, zaabsorbują większą dawkę promieniowania i ulegną rozkładowi, zaś te, które są do niego prostopadłe, pozostaną w stanie niezmiennym (rys. 1).



Rys. 1. Schemat orientacyjnego zrywania wiązań w materiale poliimidowym

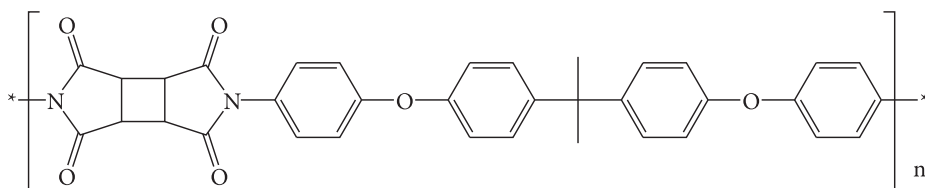
Po naświetleniu warstwy kierunek prostopadły do kierunku polaryzacji padającego LPUV staje się kierunkiem o największej gęstości nienaruszonych łańcuchów poliimidowych. Częsteczki ciekłego kryształu ulegać będą, na tak przygotowanej warstwie, zorientowaniu pod wpływem anizotropii w siłach dyspersyjnych Londona. Kierunek uporządkowania warstwy zależy od kierunku polaryzacji padającego LPUV.

W procesie fotodegradacji wymagane są zwykle duże wartości mocy promieniowania, tak więc wykorzystuje się tutaj często impulsy laserowe (na przykład lasera ekscymerowego) lub wysokociśnieniowe i superwysokociśnieniowe lampy rtęciowe. Fotoczułość użytego materiału ma tu kluczowe znaczenie. Przykładowo Nishikawa podaje, że związek z rysunku 2a wymaga do procesu porządkowania dawki promieniowania około  $720 \text{ mJ/cm}^2$  [10]. Jeżeli w cząsteczce tego związku zamienić pierścień cyklobutanowy na benzenowy (rys. 2b), to dawka ta wzrasta mniej więcej dziesięciokrotnie [10].



Rys. 2. Poliimidy opisane w pracy Nishikawy [10]

W przypadku tych związków zrywanie wiązań odbywało się przy użyciu impulsów lasera ekscymerowego. Sposób porządkowania takiej warstwy może być uzależniony również od długości fali wzbudzającego promieniowania UV. Endo wraz ze współpracownikami [11] podają przykładowo, że związek pokazany na rysunku 3 wykazuje zdolność do porządkowania materiału ciekłokrystalicznego zarówno równoległe do kierunku LPUV (po uporządkowaniu warstwy poliimidu LPUV o długości fali  $\lambda = 254$  nm), jak i prostopadle do niego (przy  $\lambda = 313$  nm).



Rys. 3. Poliimid badany przez grupę Endo [11]

Należy zaznaczyć, że na otrzymane wartości kąta pretiltu (ang. *pretilt*, zdefiniowany kąt nachylenia cząsteczek ciekłego kryształu), jak i energię azymutalną i biegunową kotwiczenia, mają wpływ nie tylko struktura substancji i moc promieniowania czy sposób naświetlania warstwy, ale również rodzaj ciekłego kryształu użytego do badań. Wartości te są bowiem skutkiem oddziaływań pomiędzy powierzchnią kotwiczącą a warstwą materiału ciekłokrystalicznego i opis za pomocą parametrów samej warstwy porządkującej jest niewystarczający.

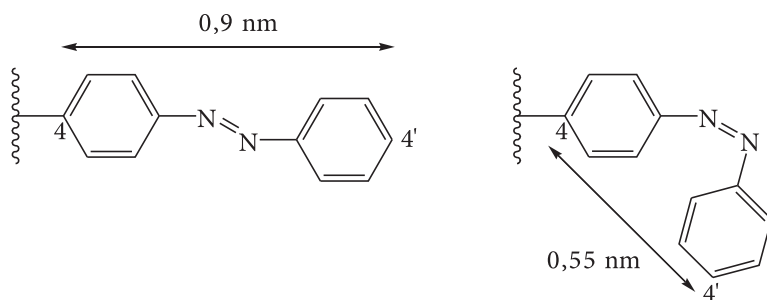
### 3.2. Fotoporządkowanie przy użyciu związków azowych

Azozwiązki to substancje organiczne posiadające w swej strukturze jedno lub więcej ugrupowań azowych ( $-N=N-$ ). Ze względu na możliwość wykorzystania ich do fotoporządkowania najczęściej badane są barwniki azowe. Barwniki takie charakteryzują się intensywnymi barwami (duża siła tinktorialna, ang. *tinctorial strength*), więc używane są w postaci roztworów o bardzo małych stężeniach — rzędu ułamków procenta. Jeżeli w strukturze takiego barwnika obecne są ugrupowania polarne (na przykład grupy: sulfonowa czy hydroksylowa), to jest on rozpuszczalny w wodzie.

Jako warstwy fotoporzadkujące mogą być użyte warstwy czystych barwników, polimery z fragmentami zawierającymi fragment barwnika azowego, jak również cząsteczki barwników wbudowane w matrycę polimeru [12]. Do wytworzenia tego typu warstw używa się barwników azowych nierozpuszczalnych w ciekłych kryształach. Uporządkowanie materiału ciekłokrystalicznego może być jednak również osiągnięte na podłożach nieczułych na światło za pomocą barwników azowych rozpuszczalnych w materiale ciekłokrystalicznym [13].

### 3.2.1. Izomeryzacja *cis*-*trans* azowiązków

Mechanizm izomeryzacji *cis trans* można pokazać na przykładzie struktury azobenzenu. Związek ten może występować w dwóch formach pokazanych na rysunku 4: *cis* (inaczej izomer *Z*) i *trans* (izomer *E*). Forma *trans* związku jest bardziej stabilna niż forma *cis*. Przejście formy *cis* azobenzenu do formy *trans* wiąże się z wydzieleniem do otoczenia ok. 50 kJ/mol energii [14].



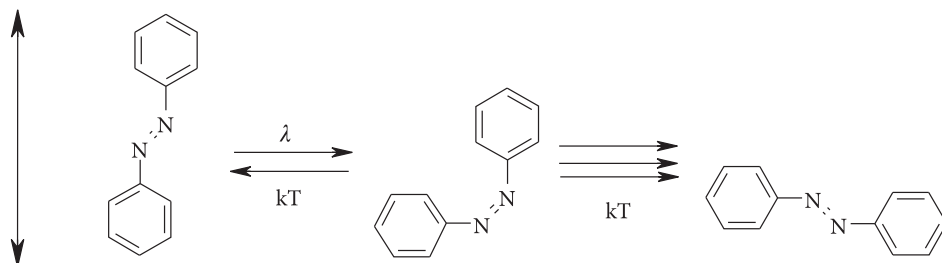
Rys. 4. Dwie formy azobenzenu. Na schemacie ukazano odległość pomiędzy atomami węgla 4 i 4' w obu formach izomerycznych: po lewej bardziej stabilna forma *trans*, po prawej — forma *cis* [14]

Pochłonięcie przez cząsteczkę azo związku występującą w formie *trans* promieniowania z zakresu 300-400 nm powoduje jej wzbudzenie. Długość fali światła wzbudzającego zależy od rodzaju podstawników przy pierścieniach fenylowych. W ugrupowaniu azowym występuje wolna para elektronowa na obu atomach azotu. Skutkiem absorpcji LPUV mogą zatem być przejścia elektronowe  $n-\pi^*$  oraz  $\pi-\pi^*$  w obrębie wiązania azowego. Przejścia, o których mowa, osłabiają wiązanie pomiędzy atomami azotu, umożliwiając jednocześnie izomeryzację związku.

Mechanizm fotorządkowania jest następujący: w wypadku, gdy warstwa barwnika zawierającego ugrupowania azobenzenowe naświetlona zostaje liniowo spolaryzowanym światłem ultrafioletowym, dochodzi do wybiórczego wzbudzenia grup azobenzenowych. Te cząsteczki, których wektor momentu dipolowego zorientowany jest równoległe do płaszczyzny polaryzacji światła, ulegają wzbudzeniu, czemu towarzyszy izomeryzacja z formy *trans* do niestabilnej formy *cis*. Izomer ten może powrócić do formy *trans* w procesie relaksacji, przy czym może odtworzyć stan wyjściowy lub też wytworzyć formę odwróconą, która jest w stosunku do formy wyjściowej obrócona o  $90^\circ$ . W takiej pozycji cząsteczka nie absorbuje już promieniowania, więc nie ulega dalszej izomeryzacji *cis*-*trans*. Opisane procesy zobrazowane zostały na schemacie poniżej (rys. 5).

Jeżeli materiał porządkujący podda się naświetlaniu przez odpowiednio długi czas, to w konsekwencji powstanie nadmiar cząsteczek zorientowanych prostopadle do kierunku polaryzacji aktywującego światła ultrafioletowego w stosunku do

leżących do niego równolegle. Ta anizotropia w warstwie porządkującej wymusi odpowiednie ułożenie cząsteczek ciekłego kryształu.

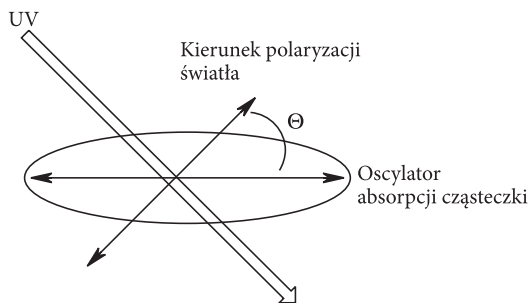


Rys. 5. Schemat procesu izomeryzacji azobenzenu [15]

### 3.2.2. Czysta reorientacja związków azowych w polu potencjału światła UV

Nieco inaczej zachowanie cząsteczek azozwiązków tłumaczy model dyfuzyjny [16]. Zakłada on, że światło ultrafioletowe może obok izomeryzacji *cis-trans* wywoływać obrót stabilnych cząsteczek barwnika azowego. Stabilne cząsteczki barwnika azowego opisane są w polu potencjału linowo spolaryzowanego światła spolaryzowanego przez oscylator absorpcji. Prawdopodobieństwo absorpcji energii fali świetlnej proporcjonalne jest do  $\cos^2\theta$ , gdzie  $\theta$  to kąt pomiędzy oscylatorem absorpcji cząsteczki barwnika azowego a kierunkiem polaryzacji aktywującego LPUV. Oscylator absorpcji ma tendencję do ustawiania się prostopadłe do kierunku polaryzacji LPUV (rys. 6). Rezultatem absorpcji energii przez cząsteczkę jest reorientacja z pierwotnego ułożenia. Jeśli czas naświetlania warstwy będzie dostatecznie długi, to większość cząsteczek barwnika ulegnie opisanemu powyżej mechanizmowi, co doprowadzi do nadwyżki molekuł zorientowanych długą osią prostopadłe do kierunku polaryzacji promieniowania ultrafioletowego.

Procesy *cis-trans* są w takich układach prawdopodobnie zahamowane ze względu na gęstość upakowania cząsteczek, czego skutkiem jest brak wolnej objętości na zmiany



Rys. 6. Schemat fotoindukowanego porządkowania w stabilnym chemicznie barwniku azowym [17]

konformacyjne cząsteczek barwnika. Relaksacja energii wzbudzenia cząsteczek odbywa się więc przez rotacyjne poziomy oscylatora bez zmian konformacyjnych [18, 19].

### 3.3. Fotoporzędkowanie oparte o sieciowanie w strukturze polimerowej

Kolejna metoda porządkowania ciekłego kryształu opiera się na jego oddziaływaniu z łańcuchami bocznymi polimerów usieciowanych za pomocą światła ultrafioletowego. Proces sieciowania obejmuje reakcje fotopolimeryzacji liniowej pomiędzy światłoczułymi cząsteczkami prepolimeru.

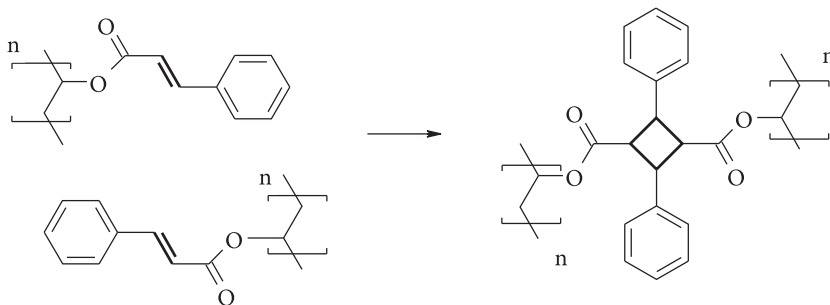
PVMC, czyli 4-metoksy-cynamonian poliwinylu używany zwyczajowo jako fotorezyst negatywowy, ulega w czasie naświetlania LPUV reakcji cykloaddycji [2+2]. Cykloaddycja to reakcja, w której konsekwencją przesunięcia kołowego elektronów p w obrębie umownego lub realnego fragmentu cyklicznego (delokalizacja elektronów  $\pi$ ) jest utworzenie cząsteczki pierścieniowego produktu (rys. 7). Wyjściowe substraty posiadają wiązanie podwójne ( $=C=C=$ ).



Rys. 7. Schemat reakcji cykloaddycji [2 + 2] [20]

Reakcja ta prowadzi do kierunkowego wykorzystania bocznych łańcuchów cynamonowych ułożonych wzdłuż kierunku polaryzacji LPUV. Proces ten skutkuje anizotropią w rozkładzie cząsteczek cyklobutanu z ich osią długą ustawioną prostopadle do kierunku polaryzacji światła aktywującego (rys. 8). Ze względu na oddziaływania dyspersyjne Londona cząsteczki ciekłego kryształu również będą ustawały się w ten sposób [21].

W przypadku sieciowania poprzecznego dimeryzacja w łańcuchach bocznych polimerów kumarynowych zachodzi wydajniej niż w pochodnych PVMC, więc porządkowanie LC jest wydajniejsze w przypadku substancji typu pierwszego.



Rys. 8. Fotoporzędkowanie oparte o sieciowanie w strukturze PVMC [21]

Analogiczne efekty obserwujemy również w przypadku polimerów z kumarynowymi łańcuchami bocznymi. Proces ten jest zazwyczaj wydajniejszy niż w przypadku PVMC, a cząsteczki porządkują się równolegle do kierunku polaryzacji światła ultrafioletowego [22].

Inne grupy materiałów, które ulegają liniowej fotopolimeryzacji, to: benzyliidenoftalamidy, benzyliidenoacetofenony i cynamoniany. W substancjach tych dochodzi jednakże do izomeryzacji *cis-trans* (E-Z).

Jak widać z powyższego zestawienia, mamy do dyspozycji cztery jakościowo różne pod względem fizykochemicznym procesy, które mogą doprowadzić do otrzymania warstw porządkujących. Pozostaje teraz kwestia poszukiwania metody najbardziej przydatnej ze względu na uniwersalność zastosowania — zwłaszcza możliwość realizacji różnych efektów elektrooptycznych.

#### 4. Przygotowanie komórki pomiarowej

Typowa procedura przy produkcji przetwornika ciekłokrystalicznego składa się z następujących etapów:

1. Dokładne wymycie podłoża.
2. Przygotowanie roztworu substancji porządkującej o zadanym stężeniu w odpowiednim rozpuszczalniku.
3. Nawirowanie roztworu na podłoże szklane (lub inne — krzemowe czy polimerowe, na przykład z polieterosulfonu (PES)) pokryte elektrodą z tlenku indowo-cynowego (ITO) i suszenie w odpowiedniej temperaturze — zależnie od wybranego rozpuszczalnika. Grubość nawirowanej warstwy waha się w granicach od kilkudziesięciu do kilkuset nanometrów.
4. Naświetlanie warstwy światłem ultrafioletowym o określonej długości (w zależności od maksimum absorpcji substancji używanej do porządkowania) przez filtr interferencyjny przy użyciu wysokociśnieniowej lampy rtęciowej lub ksenonowo-rtęciowej, lub bez filtra — przy użyciu lasera. Zarówno natężenie promieniowania jak i długość czasu naświetlania zależne są od wyboru samej substancji.
5. Tak przygotowane podłoże wygrzewa się w odpowiedniej temperaturze (polimeryzacja), zazwyczaj nieprzekraczającej 150°C przez czas zależny od wybranej substancji porządkującej. Następnie dwa tak przygotowane podłoża są łączone i formują komórkę ciekłokrystaliczną. Pomiędzy nimi zostaje zachowana szczelina o grubości rzędu kilku (5÷7) mikrometrów, którą następnie wypełnia się ciekłym kryształem.

Należy zaznaczyć, że istnieje bardzo wiele modyfikacji opisanej powyżej procedury. Zmianie ulegać mogą takie parametry jak czas naświetlania, ogrzewania, natężenie promieniowania czy ekspozycja na światło (wielokrotna lub pojedyncza),

oraz kąt, pod jakim oświetla się warstwę porządkującą. W niektórych przypadkach komórka posiada warstwę porządkującą tylko na jednym z podłoży.

Wymaganą wartość pretiltu można wytworzyć przez naświetlanie materiału LPUV pod odpowiednim kątem [23]. Dla uzyskania zdefiniowanego kąta pochylenia cząsteczek ciekłego kryształu w warstwie granicznej konieczne jest ukośne oświetlenie warstwy porządkującej. Operację tę można wykonać na wiele różnych sposobów [24]. W przypadku ekspozycji pojedynczej warstwy oświetlana jest światłem ultrafioletowym spolaryzowanym liniowo pod wybranym kątem (często 45°). Ekspozycja na LPUV może być ponadto dwu- i wielostopniowa. W przypadku dwustopniowego naświetlania początkowo warstwę oświetla się padającym prostopadle światłem ultrafioletowym, które wstępnie porządkuje przypadkowo zorientowane cząsteczki barwnika, a następnie stosuje się oświetlenie światłem niespolaryzowanym padającym ukośnie, które powoduje wytworzenie pretiltu w warstwie.

## 5. Zastosowanie technologii fotoporządkowania dla poszczególnych trybów pracy komórki LC

Zastosowanie fotoporządkowania badane jest pod kątem przydatności w komórkach działających w oparciu między innymi o efekty: FLC [25-27], TN [28-30], BTN [31-33], VAN [34-37], IPS [38, 39] i inne. W tabelach poniżej (tab. 1, tab. 2, tab. 3, tab. 4) przytoczone zostały przykłady wykorzystania różnorodnych substancji do wytworzenia wyżej wymienionych efektów (z uwzględnieniem czterech mechanizmów fotoporządkowania).

### 1) Sieciovanie w strukturze polimerowej

TABELA 1

Substancje chemiczne użyte w porządkowaniu ciekłego kryształu w różnych trybach pracy komórek ciekłokrystalicznych — fotoporządkowanie sieciovaniem poprzecznym w strukturze polimerowej

Tryb pracy	Substancja	Dostępność komercyjna	Oдноśnik literaturowy
VAN	dicynamonian heksafluorobifenolu A		[40]
	poliimid: RN-1199, -1286, -1266	Nissan Chem. Ind	[41]
	poliimid LGC-M2		[42]
	kopolimer (PM4Ch-ChMA)		[43]
(VA)-1/4Π	kopolimery M4Ch-ChMA		[44]

cd. tabeli 1

TN	seria materiałów PMI-15	Japan Synthetic Rubber	[45]
	PVMC		[46]
	LGC-M1		[42]
	PM4Ch, PM4ECH, PMP4Ch, PMI-1, 2, 3, 4 i 6		[47]
	fotopolimer polisiloksanowy		[48]
STN	PVMC		[21]
	LGC-M1		[42]
FLC	poliimidy: RN-1199, -1286, -1266	Nissan Chem. Ind	[49]
	poliimid RN-1199 i poliamid RN-1333	Nissan Chem. Ind	[50]
IPS	LGC-M0 i LGC-M3		[42]
LCoS	poliimidy LPP1, LPP2 i LPP3	ROLIC Research Ltd.	[51]

## 2) Fotodegradacja w materiałach poliimidowych

TABELA 2

Substancje chemiczne użyte w porządkowaniu ciekłego kryształu w różnych trybach pracy komórek ciekłokrystalicznych — fotoporządkowanie orientacyjne ze zrywaniem wiązań w poliimidach

Tryb pracy	Substancja	Dostępność komercyjna	Odnosińnik literaturowy
VAN (HAN-VAN)	poliimid JALS204-R40	Japan Synthetic Rubber	[52]
TN	poliimid 3P		[53]

## 3) Porządkowanie przy użyciu azozwiązków — mechanizm czystej reorientacji cząsteczek barwnika

TABELA 3

Substancje chemiczne użyte w porządkowaniu ciekłego kryształu w różnych trybach pracy komórek ciekłokrystalicznych — porządkowanie przez czystą reorientację cząsteczek związków azowych

Tryb pracy	Substancja	Dostępność komercyjna	Odnosińnik literaturowy
VAN	poliimid JALS-2021-R2 domieszkowany barwnikiem SD-1	Japan Synthetic Rubber (poliimid)	[54]

cd. tabeli 3

TN	barwnik azowy SD-1		[55]
	mieszanina barwników azowych SD-1 i SDA-2		[23]
	barwnik azowy — żółcień brylantynowa	Aldrich	[29]
MTN (mixed-mode TN)	barwnik azowy SD-1		[56]
II-BTN	polimeryzowalny barwnik azowy SDA-2		[57]
TN-ECB	barwnik azowy SD-1		[55]
FLC	barwnik azowy SD-1		[58]
	barwnik azowy SD-1		[59]

4) Porządkowanie przy użyciu azowiązków — izomeryzacja *cis-trans*

TABELA 4

Substancje chemiczne użyte w porządkowaniu ciekłego kryształu w różnych trybach pracy komórek ciekłokrystalicznych — izomeryzacja *cis-trans*

Tryb pracy	Substancja	Dostępność komercyjna	Odnosnik literaturowy
TN	barwnik E7	Merck	[60]
	czerwień metylowa	Aldrich	[60]
	barwniki azowe: AZO1, AZO2, AZO3 oraz SD-1		[61]
	mieszanina barwnika azowego SY04 i poliimidu SE-3310	Nissan (poliimid)	[62]

Z przytoczonych powyżej danych wynika kilka prawidłowości. Po pierwsze — komórki ciekłokrystaliczne działające w oparciu o efekt skrzyżowanego nematyka (TN) można uzyskać zarówno na uporządkowanych warstwach substancji z ugrupowaniem azowym, jak i na warstwach polimerów organicznych. Prace opisują zarówno dwu-, cztero-, jak i polidomenowe komórki TN [52, 63].

Tryb pracy VAN realizowany jest głównie przy użyciu materiałów poliimidowych i to zarówno uporządkowanych przez sieciowanie krzyżowe, jak i fotodegradację. Należy tu jednakże nadmienić, że jak podaje Chigrinov [64], przygotowane tą techniką komórki VAN nie osiągnęły jak dotąd jakości porównywalnej z komórkami

przygotowanymi przy użyciu rubbingu. Lepsze wyniki uzyskiwane są dla komercyjnie dostępnego poliimidu (do porządkowania homeotropowego) domieszkowanego barwnikiem azowym SD-1 [54].

Fotoporządkowanie wydaje się być również bardzo dobrą alternatywą dla konwencjonalnego polerowania warstw poliimidowych w przypadku komórek z ferroelektrycznymi ciekłymi kryształami. W tym przypadku bardzo istotną rolę gra czystość warstwy porządkującej. Chigrinov [65] podaje, że jeżeli warstwę barwnika azowego oświetla się przez odpowiednio długi czas, to uporządkowanie na niej FLC daje lepsze efekty niż uporządkowanie na warstwie otrzymanej przez rubbing. Bardzo dobre efekty uzyskał również Fünfschilling wraz ze współpracownikami, używając do uporządkowania FLC technologii LPP/LPC, czyli liniowo polimeryzującego prepolimeru (ROLIC Research Ltd.) razem z prepolimerem ciekłokrystalicznym [66].

Z analizy wyżej wymienionych materiałów wynika jeszcze jedna niewątpliwa zaleta technologii fotoporządkowania. Technika tą można przygotować komórki ciekłokrystaliczne na różnego typu podłożach: czystym szkle, szkle pokrytym ITO, kwarcu, oraz na podłożach organicznych, na przykład: PES (ang. *polyethersulfone* polieterosulfon) [55], PAA (ang. *polyamic acid*, kwas poliamowy), PVA (ang. *polyvinyl alkohol*, poli(alkohol winylowy)), PAcA (ang. *poly(vinyl acetate-co-vinyl alcohol)*, kopolimer alkoholu winylowego i octanu winylu) [12].

## 6. Porównanie poszczególnych metod fotoporządkowania

Przy porównaniu poszczególnych metod fotoporządkowania należy wziąć pod uwagę przede wszystkim takie czynniki jak: uzyskany pretilt, energię kotwiczenia, stabilność termiczną warstwy, odporność na światło ultrafioletowe i wilgoć oraz wrażliwość technologii na parametry procesu.

Niewątpliwą zaletą procesów wykorzystujących barwniki azowe jest to, że wytworzenie anizotropii w warstwie jest dokonywane dzięki przekształceniom odwracalnym (fotofizycznym). Dzięki temu warstwy takie charakteryzują się wysoką czystością, w tym jonową, odpowiednią na przykład dla TFT-LCD (ang. *thin film transistor — liquid crystal display*, wyświetlacz ciekłokrystaliczny z matrycą aktywną). Dla procesów, w których dochodzi do reakcji chemicznych, nie zawsze można zapewnić idealną czystość chemiczną.

Grubość uporządkowanej warstwy barwnika azowego silnie wpływa na jakość uporządkowania ciekłego kryształu. Wykazano, że do porządkowania LC wystarcza już warstwa grubości około nanometra, przy czym energie kotwiczenia ciekłego kryształu są wtedy zmniejszone i silnie zależą od dawki ekspozycyjnej promieniowania UV. Jak pokazuje Ostermann ze współpracownikami [23] wartość energii azymutalnej kotwiczenia cząsteczek ciekłego kryształu wykazuje

wzrost z rosnącą energią światła, uzyskując stan nasycenia począwszy od dawki około  $1 \text{ J/cm}^2$ .

Barwniki azowe posiadające w swej strukturze ugrupowania polarne rozpuszczają się w wodzie. Jedną z wad barwnika SD-1 jest właśnie jego higroskopijność. Ponadto związki te są średnio odporne na działanie światła UV. Może w nich dochodzić między innymi do resztkowej izomeryzacji *cis-trans*. Takada i jego współpracownicy podają, że wrażliwość na światło i wilgoć można zmniejszyć poprzez wprowadzenie w strukturę barwnika atomów fluoru lub grup trifluorometylowych ( $-\text{CF}_3$ ). Innym sposobem jest zsyntetyzowanie barwników azowych ulegających polimeryzacji [67]. Ponadto jak wynika z pracy Vorfluseva [68] warstwy otrzymane z polimeryzowalnych barwników azowych SDA1 i SDA2 są stabilne termicznie nawet w  $250^\circ\text{C}$ . W takiej temperaturze właściwości porządkujące samego barwnika SD1 ulegają zniszczeniu.

Wysoką odpornością na działanie światła UV i podwyższone temperatury charakteryzują się warstwy uzyskane przy użyciu materiałów poliimidowych. Należy jednak zaznaczyć, że w podwyższonych temperaturach uporządkowane fragmenty polimerowe mogą ulegać procesom relaksacji również prowadząc do obniżenia jakości uporządkowania. Stabilność temperaturowa nie jest tu jednak czynnikiem limitującym uporządkowanie. Przykładowo O'Neill podaje, że do relaksacji dochodzi dopiero przy wielogodzinnym wygrzewaniu warstwy w temperaturach około  $100^\circ\text{C}$  [69].

Li wraz ze współpracownikami [70] podaje, że przy oświetlaniu warstwy poliimidu głębokim ultrafioletem (DUV) można uzyskać wartości pretiltu od  $0^\circ$  do  $90^\circ$  w procesie tak zwanej kontrolowanej degradacji warstwy. Metoda ta ma niestety swoje wady, z których największą jest trudność w kontrolowaniu źródła DUV. Kąty z zakresu pomiędzy  $10$  a  $80^\circ$  mogą być również uzyskane przy użyciu mieszanin różnych materiałów poliimidowych — orientujących homogenicznie i homeotropowo [71].

Wadą fotoporzędowania materiału przy wykorzystaniu procesów fotodysocjacji może być niestety niska wydajność. Ostermann w swojej rozprawie doktorskiej [15], powołując się na Sakamoto [72], podaje, że łańcuchów zorientowanych równolegle może być około 23% procent więcej niż łańcuchów zorientowanych prostopadle. Dodatkowo proces taki może powodować powstawanie zanieczyszczeń pochodzących z procesów rozpadu i może to niekorzystnie wpływać na takie parametry jak biegunowa energia kotwiczenia czy stabilność uzyskanego pretiltu. Wartości energii biegunowej kotwiczenia ciekłego kryształu, otrzymane w wyniku uporządkowania na materiale przygotowanym przez fotodegradację, są często około rząd wielkości mniejsze niż analogiczne otrzymane na materiale uporządkowanym przez rubbing.

Również w przypadku materiałów, w których pod wpływem LPUV dochodzi do liniowej fotopolimeryzacji (LPP), energie kotwiczenia cząsteczek ciekłego kryształu są mniejsze w porównaniu z otrzymywanymi na warstwach rubbingowanych [73]. Yan ze współpracownikami podają, że prawdopodobnie wynika to z gigantycznych rozmiarów cząsteczek prepolimeru użytych do reakcji polimeryzacji. Jak wynika

z przytoczonej pracy, wydajność uzyskiwania anizotropii w warstwie pod wpływem LPUV oraz parametr uporządkowania warstwy LC znacznie wzrastają, jeżeli użyć do polimeryzacji cząsteczek monomeru w kształcie pręta posiadających mniejsze masy cząsteczkowe.

Godny przytoczenia wydaje się fakt, że używając technologii opartej o poliimidy fotodefiniowalne można, przy użyciu technologii wykorzystywanej przy fotorezystach, dokonać porządkowania ciekłego kryształu na powierzchniach posiadających naniesiony wcześniej wzór (*patterned*), co byłoby przydatne przy porządkowaniu ciekłych kryształów ferro- i antyferroelektrycznych.

W tabeli poniżej (tab. 5) umieszczona została skrócona charakterystyka warstw otrzymanych przy użyciu technologii opartej o cztery różne mechanizmy fotoporzędkowania.

TABELA 5

Porównanie warstw otrzymanych dla różnych mechanizmów fotoporzędkowania [64]

Mechanizm/ Charakterystyka	Izomeryzacja <i>cis-trans</i>	Czysta reorientacja (model dyfuzyjny)	Sieciowanie poprzeczne w strukturze polimerowej	Orientacyjna fotodegradacja łańcuchów polimerowych
Pretilt	małe wartości	małe wartości	małe wartości	każda wartość dostępna
Energia kotwiczenia	małe wartości	wartości porównywalne z uzyskanymi przez rubbing	małe wartości	
Stabilność na UV i IR	może dochodzić do spontanicznej izomeryzacji <i>cis-trans</i>	wysoka	wysoka	wysoka

Opisane w opracowaniu metody fotoporzędkowania stwarzają możliwość uniwersalnego zastosowania dla rozmaitych efektów elektrooptycznych i na różnych powierzchniach. Dodatkowo otwierają one drogę również w zastosowaniach innych niż budowa wyświetlaczy ciekłokrystalicznych, a mianowicie — tworzenie przestrajalnych filtrów optycznych, polaryzatorów czy też opóźniaczy fazowych.

Artykuł napisano w 2009 dzięki wsparciu finansowemu Ministerstwa Nauki i Szkolnictwa Wyższego Rzeczypospolitej Polskiej, Projekt Kluczowy POIG.01.03.01-14-016/08 „Nowe Materiały Fotoniczne i ich Zaawansowane Zastosowanie”.

Artykuł wpłynął do redakcji 3.11.2009 r. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano w grudniu 2009 r.

## LITERATURA

- [1] S. S. BAWA, A. M. BIRADAR, K. SAXENA, S. CHANDRA, *Novel alignment technique for surface stabilized ferroelectric liquid crystal*, Applied Physical Letters, 57, 14, 1990, 1398-1400.
- [2] X. LI, A. MURAUSKI, V. CHIGRINOV, *Ferroelectric LC Aligned on SiO<sub>2</sub> Thin Films Using the Ion Beam Deposition and its Applications*, SID International Symposium Digest of Technical Papers, 2007, 625-628.
- [3] Y. OUCHI, H. TAKEZOE, A. FUKUDA, *Tristable Switching in Surface Stabilized Ferroelectric Liquid Crystals with a Large Spontaneous Polarization*, Japan Journal Applied Physics, 27, 1988.
- [4] C. H. LEE, H. YOSHIDA, Y. MIURA, K. TOKUOKA, A. FUJII, M. OZAKI, *Patterned LC Alignment on Micro-Grating Structures Fabricated by Direct Laser Writing*, IDW '07, 2007, 409-412.
- [5] S. VARGHESE, G. P. CRAWFORD, C. W. M. BASTIAANSEN, K. G. DE BOER DICK, D. J. BROER, *Four-domain vertically aligned liquid crystal pixels using microrubbing*, Applied Physical Letters, 86, 2005, 181914.
- [6] S. VARGHESE, G. P. CRAWFORD, C. W. M. BASTIAANSEN, K. G. DE BOER DICK, D. J. BROER, *High pretilt four-domain twisted nematic liquid crystal display by microrubbing: Process, characterization and optical simulation*, Journal of Applied Physics, 97, 2005, 53101.
- [7] S. J. RHO, D. H. CHUNG, B. K. JEON, H. K. KIM, *The Effects of Ion Beam on the Liquid Crystal Alignment Phenomena Using A-C:H Thin Films*, Institute of Management International Database — CSA IMID'04 DIGEST, 2004.
- [8] J. G. YOU, et. al., *Journal of the Society for Information Display (SID)'05 DIGEST*, 089-1091, 2005.
- [9] Y. WANG, C. XU, A. KANAZAWA, T. SHIONO, T. IKEDA, *Alignment of a nematic liquid crystal induced by anisotropic photo-oxidation of photosensitive polyimide films*, Journal of Applied Physics, 84, 4573, 1998.
- [10] M. NISHIKAWA, T. KOSA, J. L. WEST, *Effect of Chemical Structures of Polyimides on Unidirectional Liquid Crystal Alignment Produced by a Polarized Ultraviolet-Light Exposure*, Japanese Journal of Applied Physics, L334-L337, 38, 1999.
- [11] H. ENDO, T. SHINOZAKI, H. FUKURO, Y. IIMURA, S. KOBAYASHI, *IDW'96*, Proceedings of International Display Workshop, 1996.
- [12] B. A. UMANSKII, N. V. NOVOSELETSKII, S. I. TORGOVA, G. N. DOROZHINA, *Photo-Alignment of Liquid Crystals by Azodyes*, Society for Information Display'03 DIGEST, 2003, 617-619.
- [13] D. FEDORENKO, O. FRANCESCANGELI, E. OUSKOVA, V. RESHETNYAK, YU. REZNIKOV, F. SIMONI, S. SHIYANOVSKII, *Properties of Bulk-Mediated Photoalignment of Doped Liquid Crystal*, Molecular Crystals and Liquid Crystals, 359, 2001, 137-145.
- [14] E. ORTYL, *Zjawiska fotochromowe w wybranych polimerach* (rozprawa doktorska), Politechnika Wroclawska, Wroclaw, 2005.
- [15] J. OSTERMANN, *Investigations of Optical Properties and Photo-Alignment in Bistable Nematic Liquid Crystal Displays* (rozprawa doktorska), Acta Universitatis Upsaliensis, Uppsala, 2005.
- [16] S. KAWATA, Y. KAWATA, *Three-Dimensional Optical Data Storage Using Photochromic Materials*, Chemical Reviews, 100, 2000, 1777-1788.
- [17] H. AKIYAMA, T. KAWARA, H. TAKADA, H. TAKATSU, V. CHIGRINOV, E. PRUDNIKOVA, V. KOZENKOV, H. KWOK, *Synthesis and properties of azo dye aligning layers for liquid crystal cells*, Liquid Crystals, 29, 10, 1, 2000, 1321-1327.
- [18] V. CHIGRINOV, S. PIKIN, A. VEREVOCHNIKOV, V. KOZENKOV, M. KHAZIMULLIN, J. HO, D. D. HUANG, H.-S. KWOK, *Diffusion model of photoaligning in azo-dye layers*, Physical Reviews E, 69, 2004.

- [19] M. YAMAMOTO, K. KINASHI, Y. KOSHIBA, Y. UEDA, N. YOSHIMOTO, *Photo-induced molecular alignment of azo dye derivative*, Thin Solid Films, 516, 9, 2008, 2686-2690.
- [20] J. MC MURRY, *Chemia organiczna*, tom 2, PWN, Warszawa, 2000, 1229.
- [21] M. SCHADT, K. SCHMITT, V. KOZENKOV, V. CHIGRINOV, *Surface-Induced Parallel Alignment of Liquid Crystals by Linearly Polymerized Photopolymers*, Japanese Journal of Applied Physics, 31, 1992, 2155-2164.
- [22] M. SCHADT, H. SEIBERLE, A. SCHUSTER, *Optical Patterning of Multi-Domain Liquid Crystals with Wide Viewing Angles*, NATURE, 381, 1996, 212.
- [23] J. OSTERMAN, C. ADAS, L. MADSEN, K. SKARP, A. PING TONG, L. XIHUA, V. CHIGRINOV, *Properties of Azo-Dye Alignment Layer on Plastic Substrates*, SID International Symposium Digest of Technical Papers, 2005, 772-775.
- [24] V. CHIGRINOV, E. PRUDNIKOVA, V. KOZENKOV, H. KWOK, *Synthesis and properties of azo dye aligning layers for liquid crystal cells*, Liquid Crystals, 29, 10, 2002, 1321-1327.
- [25] X. LI, A. MURAUSKI, A. MURAVSKY, P. XU, H. L. CHEUNG, E. POZHIDAEV, V. CHIGRINOV, *Gray Scale Generation and Stabilization in Photo-aligned Ferroelectric Liquid Crystal*, The 13th International Display Workshops (IDW'06), 2006, 71-74.
- [26] D. D. HUANG, E. P. POZHIDAEV, V. G. CHIGRINOV, H. L. CHEUNG, Y. L. HO, H. S. KWOK, *Photo-aligned ferroelectric liquid crystal displays based on azo-dye layers*, Displays, 25, 2004, 21-29.
- [27] X. LI, A. MURAVSKY, A. MURAVSKY, H. L. CHEUNG, P. XU, E. POZHIDAEV, V. CHIGRINOV, *New Results on Bistable Photoaligned Ferroelectric LCDs: Grey Scale Generation, Stabilization and Passive Driving Scheme*, SID International Symposium Digest of Technical Papers, 2006, 883-886.
- [28] L. SHAO-JIN, Z. JUN-RUI, L. ZHI-HUA, *New Photo-Alignment Technology Using Azo-dye Materials*, Proceedings of International Display Workshops IDW/AD '05, 2005, 153-156.
- [29] O. YAROSHCHUK, H. GURUMURTHY, V. G. CHIGRINOV, H. S. KWOK, H. HASEBE, H. TAKATSU, *Photoalignment properties of brilliant yellow dye*, Proceedings of IDW'07, 2007, 1665-1668.
- [30] D. D. HUANG, V. KOZENKOV, V. CHIGRINOV, H. S. KWOK, H. TAKADA, H. TAKATSU, *Novel Photoaligned Twisted Nematic Liquid Crystal Cell*, Japanese Journal of Applied Physics, 2005, 5117-5118.
- [31] J. OSTERMAN, K. SKARP, *Anchoring Energy Control and Bistable Surface Switching Based on Photo-Alignment Technology*, Journal of Journal of Society for Information Display (SID) Digest, 2004, 1208-1211.
- [32] F. YEUNG, H. S. KWOK, *Truly bistable twisted nematic liquid crystal display using photoalignment technology*, Applied Physical Letters, 83, 2003, 4291.
- [33] X. X. LI, F. S. Y. YEUNG, V. G. CHIGRINOV, H. S. KWOK, *Flexible Photoaligned Permanent Bistable TN-LCD*, IDW'05 Digest, 2005, 883.
- [34] V. A. KONOVALOV, V. G. CHIGRINOV, H. S. KWOK, *Photo-Aligned VAN LCD*, Eurodisplay, 2002, 529-532.
- [35] V. KONOVALOV, V. CHIGRINOV, H. S. KWOK, H. TAKADA, H. TAKATSU, *Photoaligned Vertical Aligned Nematic Mode in Liquid Crystals*, Japanese Journal of Applied Physics, 43, 2004, 261-266.
- [36] H. SEIBERLE, M. SCHADT, *Photo-Alignment and Patterning of Planar and Homeotropic Liquid Crystal Display Configurations*, SID Proceedings International Display Research Conference IDRC98, Asia Display 98 Digest, 1998, 193-198.
- [37] H. SEIBERLE, K. SCHMITT, M. SCHADT, *Multidomain LCDs and Complex Optical Retarders Generated by Photo-Alignment*, SID Proceedings of International Display Research Conference IRDC'99, Eurodisplay, 1999, 121-125.

- [38] M. KIMURA, S. NAKATA, Y. MAKITA, Y. MASTUKI, A. KUMANO, Y. TAKEUCHI, *New Photo-Alignment Technology for IPS-LCSs*, Journal of Journal of Society for Information Display (SID)'01 DIGEST, 2001, 1162-1165.
- [39] H. JING, C. ZHENG, X. ZHU, Z. MA, C. MING, X. HUANG, *The study of improve on threshold voltage of IPS mode by asymmetric anchoring*, IEIC Technical Report (Institute of Electronics, Information and Communication Engineers), 2000, 279-284.
- [40] X. YU, Z. PENG, S. RUAN, L. XUAN, *Vertical Alignment Film For Liquid Crystals Fabricated By Monomer Photocrosslinking*, Molecular Crystals and Liquid Crystals, 404, 2003, 33-39.
- [41] R. KURIHARA, H. FURUEI, T. TAKAHASHI, T. YAMASHITA, J. XU, S. KOBAYASHI, *Fabrication of Defect-Free Ferroelectric Liquid Crystal Displays Using Photoalignment and Their Electrooptic Performance*, Japanese Journal of Applied Physics, 40, 2001, 4622-4625.
- [42] J. KIM, S. KIM, K. PARK, T. KIM, *Applications of New Photoalignment Materials Containing Cinnamoyl Group*, Journal of Journal of Society for Information Display (SID)Digest, 2001, 806-809.
- [43] J.-Y. HWANG, S. DAE-SHIK, H. EUN-JOO, J.-H. KIM, *Liquid crystal alignment effects for the photo-aligned VA-LCD on the photo-polymer*, Korean Institute of Electrical and Electronic Material Engineers, IDMC, 2000.
- [44] J.-Y. HWANG, Y.-J. JEON, Y.-M. JO, D.-S. SEO, *Electrooptical characteristics for a photoaligned VA-1/4  $\pi$  cell on a photopolymer layer*, Journal of the Society for Information Display, 10, 2002, 351-356.
- [45] S. NAKATA, M. KIMURA, A. KUMANO, *New Photo-Assignment Technology Based on Chalcone Moieties: Molecular Design and Process Development*, Journal of Journal of Society for Information Display (SID)Digest, 2001, 802-805.
- [46] M. SCHADT, K. SCHMITT, V. KOZINKOV, V. CHIGRINOV, *Surface-Induced Parallel Alignment of Liquid Crystals by Linearly Polymerized Photopolymers*, Jpn. J. Appl Phys, 31, 1992, 2155-2164.
- [47] S. NAKATA, K. KURIYAMA, M. KIMURA, K. NATSUI, K. MAKITA, K. MATSUKI, N. BESSHO, K. TAKEUCHI, *Photoalignment Materials Based on  $\omega$ -(4-Chalconyloxy) Alkyl Groups Providing TN Alignment with Pretilt Angle by One-Step Exposure of Polarized Near-UV Light*, Journal of Journal of Society for Information Display (SID), 1999.
- [48] J. H. KIM, K. H. YOON, J. W. WU, Y. J. CHOI, M. S. NAM, J. KIM, S. B. KWON, H. S. SOH, *Photo-Alignment of Liquid Crystals Using a New Photopolymer*, Journal of Journal of Society for Information Display (SID)DIGEST, 1996.
- [49] R. KURIHARA, H. FURUE, T. TAKAHASHI, S. KOBAYASHI, *Fabrication of Defect Free FLCDS Using Photo-Alignment and Their Performance Characteristics*, Journal of Journal of Society for Information Display (SID)DIGEST, 2000, 807-809.
- [50] Y. MURAKAMI, J. XU, S. KOBAYASHI, *Photoalignment of Polymer-Stabilized V-FLCD and Intrinsic HV-FLCD and the Effect on Their EO Characteristics*, Journal of Journal of Society for Information Display (SID)DIGEST, 2002, 496-497.
- [51] H. SEIBERLE, O. MULLER, G. MARCK, M. SCHADT, *Photoalignment of LCoS LCDs Society for Information DISPLAY*, 2000, 38-41.
- [52] C. NIEUWKERK, M. VAN DEURZEN, *Multidomain Vertic ally Aligned Nematic LCDs with Switchable Pixel Walls*, Journal of Journal of Society for Information Display (SID)DIGEST, 2005, 1168-1171.
- [53] I. GERUS, A. GLUSHCHENKO, Y. KURIOZ, Y. REZNIKOV, O. TERESHCHENKO, *Sticking of liquid crystal on photosensitive polymer layers*, Opto-electronics Review, 12(3), 2004, 281-284.
- [54] V. A. KONOVALOV, V. G. CHIGRINOV, V. S. KWOK, *Photo-Aligned VAN LCD*, EuroDisplay, 2002, 529-532.

- [55] X. LI, F. S.-Y. YEUNG, V. KOZENKOV, P. XU, V. G. CHIGRINOV, H. S. KWOK, *LC Display Cell Photo-alignment by a Super-thin Azo-dye Layer*, Eurodisplay, Sept, 2005, 246-248.
- [56] B. L. ZHANG, K. K. LI, H. C. HUANG, H. S. KWOK, *Application of Photo-alignment Technology on Silicon Microdisplay*, IDRC SOCIETY FOR INFORMATION DISPLAY, 2003, 244-247.
- [57] V. G. CHIGRINOV, H. S. KWOK, *New Developments in Liquid Crystal Photo-Aligning by Azo-Dyes*, Journal of Journal of Society for Information Display (SID)DIGEST, 2006, 1253-1256.
- [58] J. OSTERMAN, K. SKARP, *Mechanically Stabilized Bistable Flc Cells On Plastic Substrates*, Euro-Display, 2005, 136-138.
- [59] E. P. POZHIDAEV, V. G. CHIGRINOV, D. D. HUANG, H. S. KWOK, *Alignment of Ferroelectric Liquid Crystals with Photoanisotropic Azodye Aligning Layers*, EURODISPLAY, 2002, 137-140.
- [60] A. Y.-G. FUH, T.-H. LIN, H.-C. JAU, S.-Y. HUNG, H.-R. FUH, *Optically rewritable reflective liquid crystal display*, SID Symposium Digest Technical Papers, 37, 2006, 1257-1260.
- [61] O. YAROSHCHUK, A. P. TONG, V. CHIGRINOV, L. OL'KHOVYK, V. SYROMYATNIKOV, H. S. KWOK, *New Azodyes for LC Photoalignment and Optical Films*, IDMC, 2005, 611-614.
- [62] L. SHAO-JIN, Z. JUN-RUI, L. ZHI-HUA, *New Photo-Alignment Technology Using Azo-dye Materials*, IDW/AD, 2005, 153-155.
- [63] V. CHIGRINOV, H.-S. KWOK, *Azo-Dye Alignment for Displays and Photonics*, 2007, 1474-1477.
- [64] V. G. CHIGRINOV, V. M. KOZENKOV, H.-S. KWOK, *Photoalignment of Liquid Crystalline Materials Physics and Applications*, John Wiley&Sons Ltd., West Sussex, England, 2008, 71.
- [65] V. G. CHIGRINOV, *Liquid Crystal Devices: Physics and Applications*, Artech House, London, 1999.
- [66] J. FÜNFSCHILLING, M. STALDER, M. SCHADT, *Alignment of Ferroelectric LCDs with Hybrid LPP-Photo-Aligned Polymer Networks*, Journal of Society for Information Display (SID), 1999, 308-311.
- [67] H. TAKADA, H. AKIYAMA, H. TAKATSU, *Aligning Layers Using Azo Dye Derivatives for Liquid Crystal Devices*, Journal of Journal of Society for Information Display (SID) Digest, 2003, 620-623.
- [68] V. P. VORFLUSEV, H.-S. KITZEROW, V. G. CHIGRINOV, *Azimuthal surface gliding of a nematic liquid crystal*, Applied Physics Letters, 70, 1997, 3359.
- [69] M. O'NEILL, S. M. KELLY, *Photoinduced surface alignment for liquid crystal displays*, Journal of Physics D: Applied Physics, 33, 2000, 67-84.
- [70] V. G. CHIGRINOV, V. M. KOZENKOV, H.-S. KWOK, *Photoalignment of Liquid Crystalline Materials Physics and Applications*, John Wiley&Sons Ltd., West Sussex, England, 2008, 49.
- [71] J. Y. L. HO, V. G. CHIGRINOV, H.-S. KWOK, *Variable liquid crystal pretilt angles generated by photoalignment of a mixed polyimide alignment layer*, Applied Physics Letters, 90, 243506, 2007.
- [72] K. SAKAMOTO, K. USAMI, M. WATANABE, R. ARAFUNE, S. USHIODA, *Optical alignment control of polyimide molecules containing azobenzene in the backbone structure*, Applied Physics Letters, 72, 1998, 1832.
- [73] S. YAN, K. FANG, L. XUAN, X.-H. LU, Z.-Y. LIANG, X.-M. HUANG, *Chemical Reaction Degree and Orientation Order of A Polymer Layer in The Photo-alignment*, ITE Technical Report (The 6th Asian Symposium on Information Display & Exhibition), 24(58), 2000, 275-278.

M. M. CHRZANOWSKI, J. ZIELIŃSKI,  
E. NOWINOWSKI-KRUSZELNICKI, M. OLIFIERCZUK

### Photoalignment — an alternative aligning technique for fast liquid crystal shutter

**Abstract.** In this study we consider the topic of the photoalignment of liquid crystal material. It is an alternative method to the rubbing of polyimide and polyamide layers. Both techniques provide

the anisotropy in organic layers. This anisotropy aligns overlaying liquid crystal. The rubbing is a well known and cheap technique and it's ordinarily used in liquid crystal displays manufacturing. However, it has several disadvantages, for example it produces dust particles and charges the layer. Furthermore it may damage the surface electronic. These drawbacks can be critical factors in working with thin liquid crystal layers (about  $2\div 5\ \mu\text{m}$ ) for example ferroelectric and antiferroelectric LCs. Heterogeneity at the microscopic level can be noxious especially in the area of some types of liquid crystals and in manufacturing high-resolution liquid crystal displays (over 40") and state-of-art projector display systems. In order to omit these problems, very important for the future work is to develop a new, universal and high-performance, technique for liquid crystal aligning. One of alternatives is photoalignment. It eliminates many of drawbacks mentioned above. This technique uses light (generally linearly polarized ultraviolet light, LPUV) to produce anisotropy in photodegradable materials. In addition this technique allows us to obtain layers on plastic or curve surfaces.

We can distinguish four main photoalignment mechanisms (including photo-chemical reactions and photo-physical changes): (1) *cis-trans* isomerization in azo-structures: pure dyes films, polymers containing azo-groups and monolayers of azodyes, (2) pure reorientation of photo-chemically stable azo-dyes molecules, (3) photodegradation in polyimide materials and (4) crosslinking in cinnamoyl and coumarin side-chain polymers. There are some modifications among these procedures, such as polymerizable azo-dyes or Langmuir-Blodgett films.

Photoalignment is investigated in diverse liquid crystal modes, such as: twisted nematic (TN), vertical alignment (VAN), in plane switching (IPS) and many others.

In this paper we describe all of the photoalignment mechanisms mentioned above and compare their ability to align the liquid crystal material in the field of application in various modes of LC cells.

**Keywords:** photoalignment, *cis-trans* isomerization, diffusion model, photodegradation, crosslinking, LCD, LPP, LPUV, LC

**Universal Decimal Classification:** 548-14



## Opracowanie parametrów generowania aerozoli bakteryjnych do badań przyrządem UVAPS

MIRON KALISZEWSKI, MAKSYMILIAN WŁODARSKI,  
RAFAŁ LEWANDOWSKI<sup>1</sup>, MIROŚLAW KWAŚNY, KRZYSZTOF  
KOPCZYŃSKI, ELŻBIETA A. TRAFNY<sup>1</sup>, MAŁGORZATA SZPAKOWSKA<sup>1</sup>,  
MONIKA MULARCZYK-OLIWA

Wojskowa Akademia Techniczna, Instytut Optoelektroniki,  
00-908 Warszawa, ul. S. Kaliskiego 2

<sup>1</sup>Wojskowy Instytut Higieny i Epidemiologii,  
Zakład Mikrobiologii, 01-163 Warszawa, ul. Kozielska 4

**Streszczenie.** W pracy przedstawione zostały wyniki wstępnych testów analizatora fluorescencji pojedynczych cząstek UVAPS 3314 firmy TSI. Celem pracy było testowanie unikalnej w skali kraju aparatury, określenie optymalnych dla pomiarów stężeń drobnoustrojów w aerozolu oraz metody generowania bioaerozoli. Badania wykazały, że wytwarzanie bioaerozolu z zawiesiny wodnej lub soli fizjologicznej w zamkniętej komorze powoduje powstawanie zbyt małego stężenia aerozolu bakterii w stosunku do całkowitej liczby cząstek. Efektem tego jest niemożność pomiaru fluorescencji przez przyrząd. Eksperymenty pozwoliły na wstępne oszacowanie możliwości pomiarowych UVAPS 3314.

**Słowa kluczowe:** fluorescencja bakterii, aerozole biologiczne, autofluorescencja.

**Symbole UKD:** 579.6

### 1. Wstęp

Zainteresowanie wpływem zanieczyszczeń powietrza na środowisko naturalne i zdrowie człowieka rośnie w miarę rozwoju cywilizacyjnego. Drobnoustroje znajdujące się we wdychanym powietrzu mogą wywoływać niekorzystne skutki zdrowotne. Z tego powodu olbrzymie znaczenie ma monitoring jakości mikrobiologicznej powietrza. Zagadnienie to jest zarówno w kręgu zainteresowań wojska jak i instytucji cywilnych, takich jak szpitale, szkoły i centra handlowe.

Drobnoustroje są strukturami złożonymi, w skład których wchodzi różnorodne biocząsteczki i związki chemiczne [1]. Część z nich wykazuje właściwości fluorescencyjne o charakterystycznych długościach fali wzbudzenia i emisji [2]. Na tej podstawie oparte jest wykrywanie aerozoli biologicznych. Wskaźnikiem metabolicznej aktywności bakterii jest zredukowany dinukleotyd nikotynamidoadeninowy (NADH). Obecność tego związku w komórkach charakteryzuje się maksimumami wzbudzenia i emisji odpowiednio 340 i 460 nm [3].

W ostatnich latach prowadzone są intensywne prace nad fluorescencyjnymi aerodynamicznymi miernikami cząstek (UVAPS). Zaletą tych urządzeń, w porównaniu z testami biochemicznymi i mikrobiologicznymi, jest zdolność wykrywania w powietrzu pojedynczych cząstek w czasie rzeczywistym. Dodatkowym atutem UVAPS jest możliwość szacowania liczby cząstek znajdujących się w określonej objętości, ich średnicy aerodynamicznej oraz właściwości fluorescencyjnych.

Pośród licznych publikacji dotyczących analizy bioaerozoli, jedynie znikoma ich liczba dotyczy badań za pomocą UVAPS. Ważnym elementem badań jest opracowanie metodyki generowania bioaerozoli. Opisane badania miały na celu określenie optymalnych warunków eksperymentalnych doboru stężeń zawiesin wyjściowych zawierających endospory laseczek z rodzaju *Bacillus* lub pałeczki Gram-ujemne oraz sposobu generacji bioaerozoli z uwzględnieniem UVAPS 3314 oraz standardowych technik mikrobiologicznych.

## 2. Materiały i metodyka

### 2.1. Aparatura

Analiza bioaerozoli wykonana została przy pomocy ultrafioletowego aerodynamicznego miernika wielkości cząstek firmy TSI, UVAPS model 3314. Urządzenie to umożliwia pomiar w czasie rzeczywistym średnicy aerodynamicznej, intensywności światła rozproszonego oraz fluorescencji aerozoli.

Cząsteczki analizowane są w komorze pomiarowej. Badany aerzol zasysany jest z zewnątrz przy stałym przepływie 1 l/min, poprzez dyszę. Wokół głównego strumienia tworzony jest płaszcz ochronny ze strumienia przefiltrowanego powietrza przepływającego z wydajnością 4 l/min. Układ taki zapewnia precyzyjne skierowanie bioaerozolu w wiązkę lasera.

Sygnal pochodzący z rozproszenia światła na cząstce detekowany jest za pomocą fotopowielacza. Pomiar średnicy aerodynamicznej polega na analizie czasu przelotu cząstki pomiędzy dwiema wiązkami lasera emitującego światło czerwone o długości fali 655 nm i mocy 30 mW. Im cząstka jest większa, tym czas przelotu jest dłuższy.

Pomiar fluorescencji poszczególnych cząstek pozwala na odróżnianie materiału biologicznego od niebiologicznego. Fluorescencja wzbudzana jest przy długości fali

355 nm, a emisja rejestrowana za pomocą fotopowielacza w zakresie 430-580 nm. Intensywność fluorescencji rejestrowana jest w 64 kanałach. Pierwszy z nich odpowiada brakowi fluorescencji, 64 — wartości maksymalnej. Impuls lasera UV wyzwalany jest na podstawie pomiaru czasu przelotu, co pozwala uzyskać odpowiednią fluorescencję [4].

## 2.2. Materiał biologiczny

Badania przeprowadzono w komorze rękawicowej typ 830-ABB produkcji Plas-Labs (Model 830-ABB/Sp with 800-HEPA/D, Plas-Labs, Inc., Lansing, MI, USA) (rys. 1). Przed wszystkimi doświadczeniami wewnątrz komory jałowiono przez 60 minut przy użyciu lampy Puritec LPS9 (Osram, GmbH, Augsburg, Germany) generującej promieniowanie UVC o mocy 2 W. Następnie dokonywano wymiany powietrza wewnętrznego przy użyciu układu filtrów HEPA w ciągu 30 minut.

Bioaerazol wytwarzano przy użyciu inhalatora pneumatycznego Monsun 2 MP2 (Medbryt, Warszawa) wyposażonego w głowicę typu RF6 o wydajności maksymalnej 0,48 ml/min (rys. 2) i średniej średnicy aerodynamicznej generowanych cząsteczek (MMAD) równej 1,4  $\mu\text{m}$  (dane producenta dla pomiarów wykonanych na spektrofotometrze optycznym dla 0,9% NaCl).

Zawiesiny endospor laseczek z rodzaju *Bacillus* oraz pałeczek Gram-ujemnych rozpylano w komorze pomiarowej o objętości 500 dm<sup>3</sup> za pomocą inhalatora medycznego (rys. 1 i 2). W czasie około 30-minutowej aerolizacji rozpylano 10 ml zawiesiny. Stężenie drobnoustrojów dobierane było eksperymentalnie. Etap ten decydował o przebiegu całego eksperymentu. Analiza bioaerozolu prowadzona była za pomocą różnych technik. Pomiary rozkładu wielkości oraz całkowitej liczby cząstek biologicznych przeprowadzono za pomocą UV-APS 3314. Liczbę drobnoustrojów oznaczano metodą rozcieńczeń i posiewu na płytkach z agarem LB lub agarem odżywczym i wyrażano jako CFU (*Colony Forming Units*).

TABELA 1

Badane materiały

Lp.	Drobnoustrój	skrót	CFU
1	endospory <i>Bacillus atrophaeus</i> ATCC 9372	BGs	$2,77 \times 10^9$
2	endospory <i>Bacillus cereus</i> ATCC 14579	BCs	$7,75 \times 10^8$
3	komórki wegetatywne <i>Escherichia coli</i> ATCC 25922	EC	$8,28 \times 10^8$
4	komórki wegetatywne <i>Bacillus subtilis</i> ATCC 6633	BS	$2,83 \times 10^6$
5	syloid FP 244	FP244	–
6	wzorzec fluorescencyjny B0200	B0200	–



Rys. 1. Rozpylanie bioaerozolu (z lewej w głębi przyrząd UVAPS)



Rys. 2. Rozpylanie bioaerozolu — widok głowicy nebulizatora

### 3. Wyniki i dyskusja

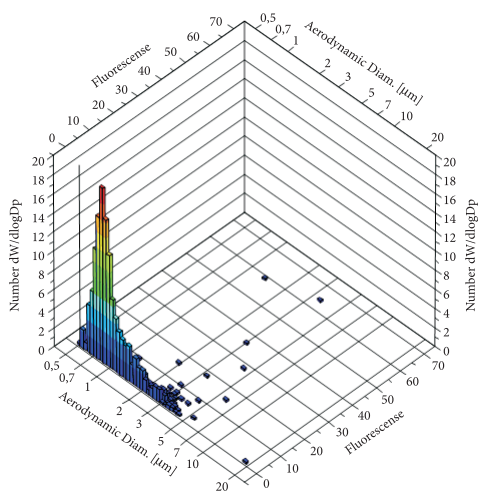
Pomiary miały na celu ustalenie optymalnych warunków wytwarzania i badania aerozoli biologicznych. Aerozole analizowano pod kątem:

1. Rozkładu wielkości cząstek, charakterystyki rozproszeniowej cząstek, charakterystyki fluorescencyjnej cząstek.
2. Kinetyki procesów rozpylania i opadania cząstek.

#### 3.1. Charakterystyki wielkości, rozproszeniowe i fluorescencyjne cząstek

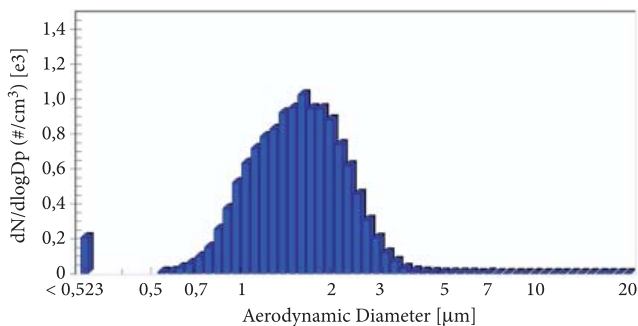
##### 3.1.1. Powietrze

Na rysunku 3 przedstawiony został rozkład wielkości oraz poziom fluorescencji cząstek znajdujących się w laboratorium. Tylko niewielka liczba cząsteczek wykazuje fluorescencję. Jednoznaczne określenie rodzaju cząsteczek nie jest możliwe.

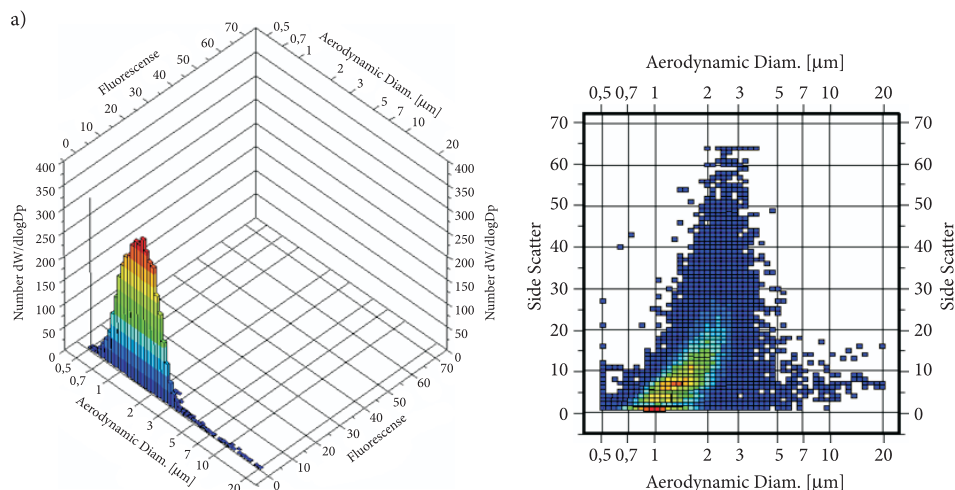


Rys. 3. Charakterystyka rozkładu wielkości i fluorescencji powietrza

### 3.1.2. Syloid



Rys. 4. Rozkład wielkości cząstek suchego aerozolu wytworzonego z Syloidu



Rys. 5. Charakterystyka rozkładu wielkości i fluorescencyjna (a) i zależność rozproszenia od wielkości cząstek (b) suchego aerozolu wytworzonego z Syloidu FP 244

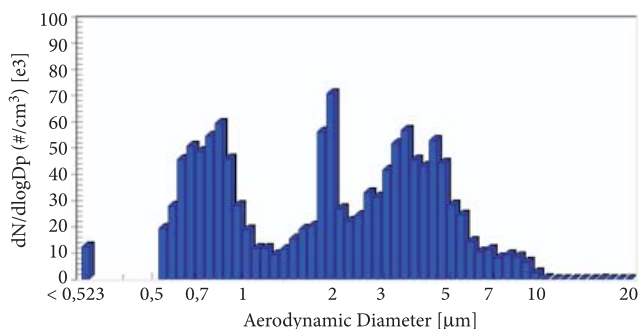
Syloid jest wzorcem niewykazującym fluorescencji w badanym zakresie, co widać na rysunku 5a. Większość cząstek ma wymiary od 0,7 do 3  $\mu\text{m}$ , a przeciętna średnica aerodynamiczna wynosi około 1,5  $\mu\text{m}$ . Zgodnie z wykresem (rys. 5b) istnieje niemal liniowa zależność pomiędzy średnicą aerodynamiczną a zdolnością rozpraszania światła. Jednak pewna liczba cząstek zachowuje się odmiennie. Wynik taki świadczyć może o zróżnicowanym kształcie lub powierzchni badanego aerozolu.

### 3.1.3. Fluorescencyjny wzorec wielkości — kulki lateksowe (B0200)

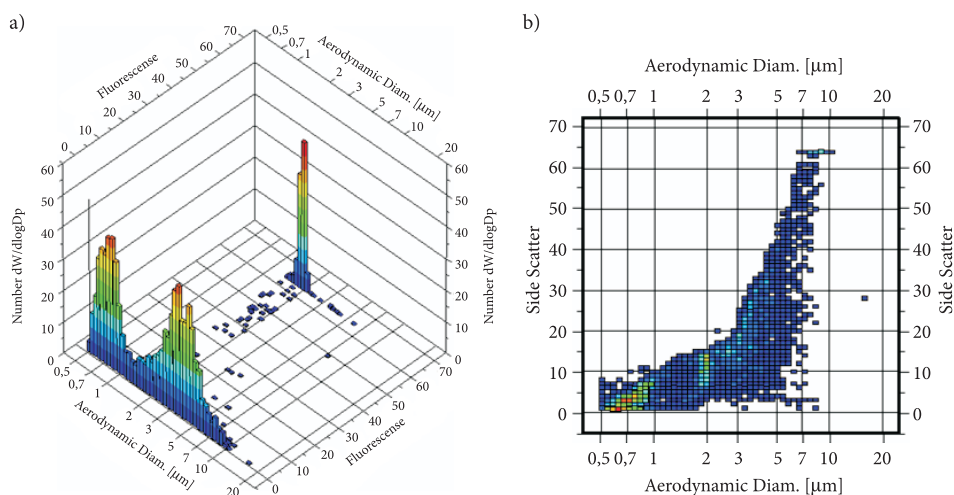
Charakterystyka aerozolu wytwarzanego z wodnej zawiesiny wzorca fluorescencyjnego przedstawiona została na rysunkach 6 i 7. Pik maksymalnej fluorescencji

odpowiada cząsteczkom o średnicy około 2  $\mu\text{m}$  (rys. 7a). Wartość ta jest zgodna z danymi podawanymi przez producenta — 2,1  $\mu\text{m}$ . Dwa pozostałe piki pochodzą od cząsteczek wody, w której zawieszony był wzorzec.

Wyniki przedstawione na rysunkach 5a i 7a wskazują, że przyrząd został skalibrowany tak, aby maksimum i minimum fluorescencji znajdowały się w skrajnych kanałach.



Rys. 6. Rozkład wielkości cząstek aerozolu wytworzonego z kulek lateksowych

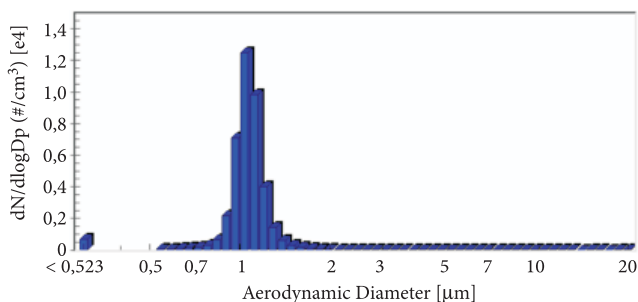


Rys. 7. Charakterystyka rozkładu wielkości i fluorescencyjna (a) i zależność rozproszenia od wielkości cząstek (b) aerozolu wytworzonego z fluorescencyjnych mikrokulek lateksowych o średnicy 2,1  $\mu\text{m}$

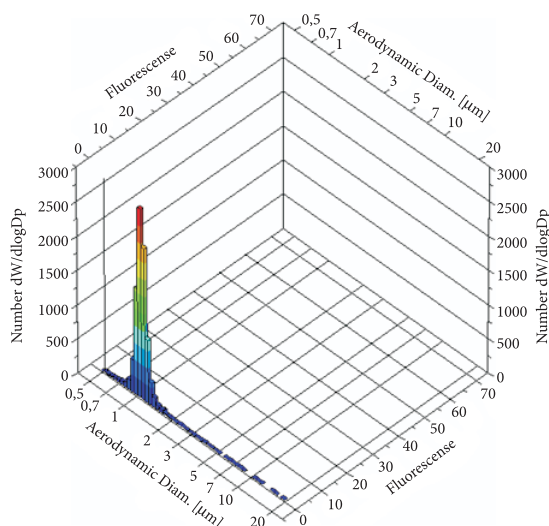
### 3.1.4. Aerozol BGs

Rozkład wielkości cząstek aerozolu wytworzonego z wodnej zawiesiny endospor *B. atrophaeus* przedstawiono na rysunku 8. W przeciwieństwie do aerozolu z kulek lateksowych uzyskano pojedynczy, wąski pik. Różnica ta wynika z innego sposobu wytwarzania aerozolu. Charakterystyka przedstawiona na rysunku 6 uzyskana

została przy pyleniu bezpośrednio przy wlocie aerozolu do miernika cząstek, co w rzeczywistości odpowiada charakterystyce cząstek wytwarzanych przez generator aerozoli. Natomiast pojedynczy pik widoczny (rys. 8) uzyskano podczas rozpylania z pewnej odległości od wlotu aerozolu. Jak wynika z wykresu, aerozol endospor BG nie wykazał fluorescencji (rys. 9).



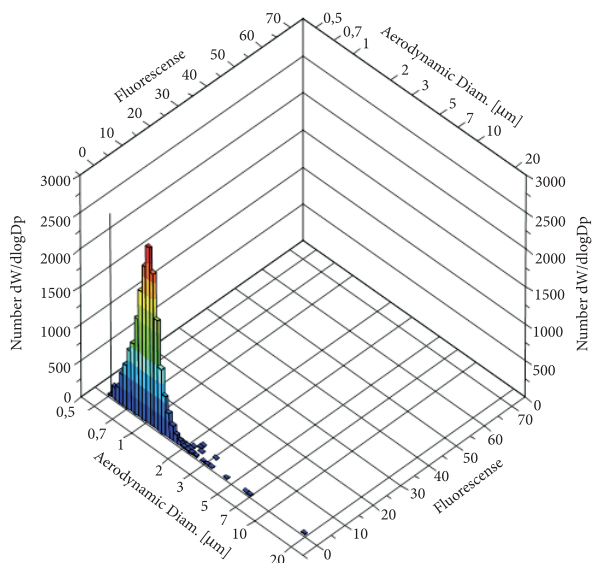
Rys. 8. Rozkład wielkości cząstek aerozolu wytworzonego z BGs



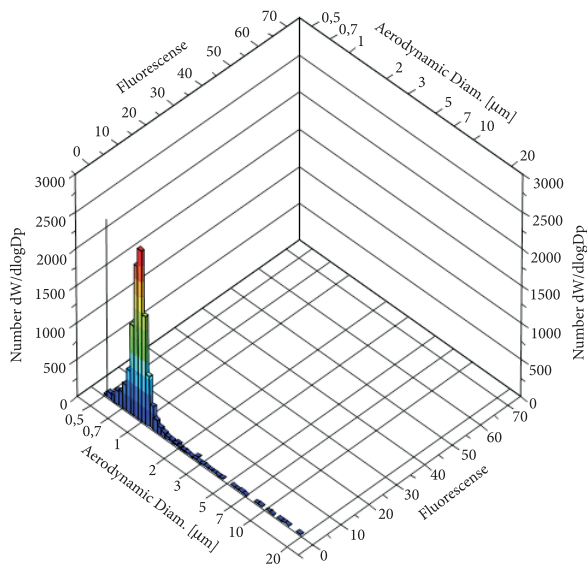
Rys. 9. Charakterystyka rozkładu wielkości i fluorescencyjna aerozolu BGs

### 3.1.5. Aerozol BS i EC

Poniżej przedstawiono charakterystyki bakterii *B. subtilis* (rys. 10) i *E. coli* (rys. 11). W praktyce mikrobiologicznej bakterie wegetatywne zawiesza się w soli fizjologicznej w celu zachowania izoosmotyczności. Zawieszenie w soli fizjologicznej spowodowałoby powstanie kryształków NaCl. Dlatego bakterie zawieszano w wodzie. Podobnie jak w przypadku spor nie wykazano fluorescencji.



Rys. 10. Rozkład wielkości cząstek i fluorescencji aerozolu wytworzonego z BS



Rys. 11. Rozkład wielkości cząstek i fluorescencji aerozolu wytworzonego z EC

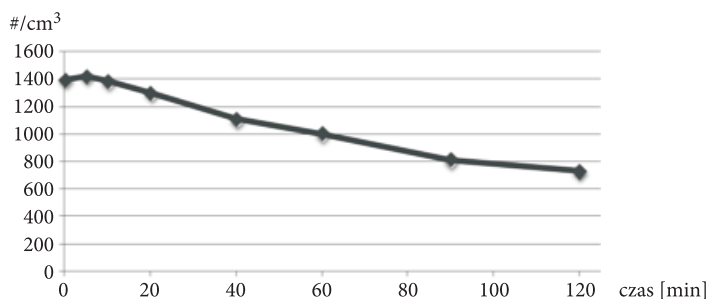
Zgodnie z założeniami producenta, UVAPS przeznaczony jest do wykrywania fluorescencji charakterystycznej dla wegetatywnych form mikroorganizmów. Powyższe rezultaty nie pozwalają jednoznacznie potwierdzić zdolności wzbudzenia fluorescencji. Uzyskany rezultat można interpretować w różny sposób: bakterie mogły nie wykazywać fluorescencji w tym zakresie na skutek zawieszenia w wo-

dzie, a tym samym w wyniku uszkodzenia ściany komórkowej. Inną przyczyną jest zbyt duże stężenie cząstek, co nie pozwala na uzyskanie pełnej mocy pojedynczego impulsu lasera UV. Interpretacja taka opisana została wcześniej w literaturze. Autorzy oszacowali dopuszczalną liczbę cząstek, przy której możliwe jest uzyskanie fluorescencji, na  $60 \text{ #/cm}^3$  [5]. W swoich badaniach Agranowski i wsp. uzyskali niewielką fluorescencję B, na poziomie 10% maksymalnej wartości. Wynik taki nie został potwierdzony w naszych badaniach. Prawdopodobną przyczyną jest stosowanie innej techniki wytwarzania aerozoli. Agranowski i wsp. osuszali generowany aerosol w strumieniu suchego powietrza. W niniejszej pracy rozwiązanie takie nie było możliwe, a wytworzony aerosol tworzył widoczną chmurę.

### 3.2. Zmiany stężenia cząstek podczas rozpylania i opadania

#### 3.2.1. Aerosol BGs

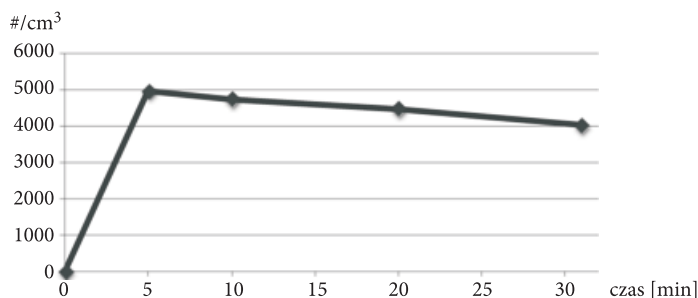
Zmiana stężenia cząstek aerozolu w czasie charakteryzowała się niemal liniową zależnością (rys. 12). Podczas 120 minut opadło około 50% cząstek.



Rys. 12. Zmiany stężenia cząstek podczas opadania aerozolu BGs

#### 3.2.2. Aerosol BCs

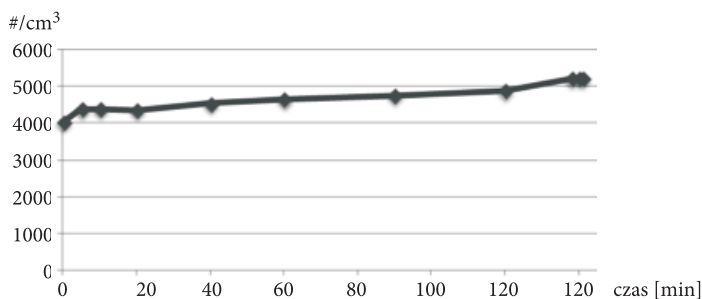
Zmiany stężenia cząstek podczas rozpylania BCs przedstawione zostały na rysunku 13. Paradoksalnie wraz z czasem rozpylania maleje stężenie cząstek



Rys. 13. Zmiany stężenia cząstek podczas opadania aerozolu BCs

w komorze. Efekt ten jest związany z przekroczeniem stężenia, które może być zdetekowane przez przyrząd.

Na rysunku 14 przedstawione zostały zmiany stężenia cząstek podczas opadania aerozolu. Wraz z upływem czasu wzrasta ilość detekowanych cząstek. Przyczyną tego efektu jest mechanizm opisany powyżej.



Rys. 14. Kinetyka opadania aerozolu BCs

## 4. Wnioski

Optyczne mierniki cząstek umożliwiają monitorowanie jakości powietrza w czasie rzeczywistym. Poprzednie modele z serii APS umożliwiały pomiar średnicy aerodynamicznej cząsteczek oraz wielkości rozproszenia światła. Pomiar tych parametrów nie pozwalał jednak na odróżnianie żywych drobnoustrojów od innych cząsteczek organicznych i nieorganicznych o zbliżonych rozmiarach. Unikalną cechą fluorescencyjnego miernika cząstek jest wzbudzenie i detekcja fluorescencji w zakresie charakterystycznym dla aktywnych cząstek biologicznych. Dane wyjściowe prezentowane są w postaci stabelaryzowanej i wykresów.

Pomiary wykazały ograniczenia przyrządu narzucające warunki wytwarzania aerozolu:

1. Standardowe stężenia stosowane w badaniach metodami mikrobiologicznymi są powyżej zakresu pomiarowego UVAPS. Objawem tego jest wysycenie charakterystyk kinetyki rozpylania i sedymentacji cząstek. Maksymalne mierzalne stężenie aerozolu wynosi  $1000 \text{ #/cm}^3$ .
2. Pomiar fluorescencji aerozolu wymaga stężenia aerozolu niższego o jeszcze dwa rzędy wielkości. Maksymalne stężenie aerozolu do pomiaru fluorescencji wynosi  $60 \text{ #/cm}^3$ .
3. Dwa powyższe warunki narzucają stosowanie do pomiarów aerozolu, który jest suchy. W przeciwnym wypadku cząsteczki wody w aerozolu maskują sygnał analizowanych próbek (drobnoustrojów). Suchy aerozol umożliwia jednoczesne badanie materiałów za pomocą UVAPS i metod mikrobiologicznych.

Praca wykonana została w ramach projektu badawczego zamawianego MNiSW-DBO-03-/I/2007.

Artykuł wpłynął do redakcji 19.11.2009 r. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano w styczniu 2010 r.

#### LITERATURA

- [1] A. D. WARTH, D. F. OHYE, W. G. MURRELL, *The composition and structure of bacterial spores*, J. Cell Biol., 16, 1963.
- [2] P. P. HAIRSTON, J. HO, F. R. QUANT, *Design of an instrument for real-time detection of bioaerosols using simultaneous measurement of particle aerodynamic size and intrinsic fluorescence*, J. Aerosol Sci., 3, 28, 1997.
- [3] M. WOS, P. POLLARD, *Sensitive and meaningful measures of bacterial metabolic activity using NADH fluorescence*, Water Res., 10, 40, 2006.
- [4] *Model 3314, TSI. Ultraviolet Aerodynamic Particle Sizer Sensor. User's Manual. P/N 1933797, Revision F, March 2007.*
- [5] V. AGRANOVSKI, Z. RISTOVSKI, M. HARGREAVES, P. J. BLACKALL, L. MORAWSKA, *Performance evaluation of the UVAPS: influence of physiological age of airborne bacteria and bacterial stress*, Aeros. Sci., 34, 2003, 301-317.

M. KALISZEWSKI, M. WŁODARSKI, R. LEWANDOWSKI,  
M. KWAŚNY, K. KOPCZYŃSKI, E. A. TRAFNY, M. SZPAKOWSKA,  
M. MULARCZYK-OLIWA

#### Determination of parameters of bacterial aerosol for measurement with UVAPS device

**Abstract.** The paper presents preliminary results of Ultraviolet Aerodynamic Particle Sizer's (UVAPS 3314, TSI) testing. The aim of work was testing the device that is probably unique in Poland, determination of concentration of microorganisms in aerosol optimal for measurements, and methodology of aerosol generation. Experiments showed that aerosol generated in closed chamber from water suspension or NaCl shows too low concentration of bacterial particles comparing to total amount of particles. As a result, it is not possible to record fluorescence signal of bacteria with UVAPS 3314 device. Performed experiments allowed for preliminary assessment of measurement capabilities of UVAPS.

**Keywords:** bacteria fluorescence spectra, biological aerosols, autofluorescence

**Universal Decimal Classification:** 579.6





## Metoda wyznaczania współrzędnych położenia węzłów bezprzewodowej sieci sensorycznej zbudowanej w oparciu o standard IEEE 802.15.4

MARCIN WAWRYSZCZUK

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Elektroniki, Instytut Telekomunikacji,  
00-908 Warszawa, ul. S. Kaliskiego 2

**Streszczenie.** Artykuł przedstawia zaproponowany przez autora sposób identyfikacji współrzędnych położenia węzłów sieci sensorycznej. Zakłada się, że sieć zbudowana będzie w oparciu o nieskomplikowane urządzenia Chipcon CC2420, posiadające wbudowany stos protokołów IEEE 802.15.4. Węzły sieci nie znają swoich współrzędnych położenia, a do ich określenia wykorzystuje się węzły referencyjne, znające swoje współrzędne. W referacie przyjęto pomiar poziomu mocy odebranego sygnału (*Received Signal Strength* — RSS) jako parametr służący do wyznaczania odległości od danego węzła do węzła referencyjnego. Następnie współrzędne szacowane są w oparciu o rozszerzoną metodę największego spadku (*Enhanced Steepest Descent* — ESD). W artykule wykazano również, że parametr RSSI (*Received Signal Strength Indicator*) jest dobrą metryką wyznaczania odległości w propagacji przyziemnej na niezabudowanym, płaskim terenie.

**Słowa kluczowe:** sieci sensoryczne, wyznaczanie współrzędnych, RSSI, ESD

**Symbole UKD:** 621.39

### 1. Wprowadzenie

Połączenie dużej ilości niewielkich urządzeń może w rezultacie stworzyć rozległy, w pełni autonomiczny, funkcjonalny i rozproszony system. Dobrze znanym przykładem takich systemów są bezprzewodowe sieci sensoryczne (*Wireless Sensor Network* — WSN). Sieci takie składają się z setek, a nawet tysięcy niewielkich, w miarę tanich i nieskomplikowanych urządzeń czujnikowych, zdolnych do wykonywania pomiarów, wstępnego przetwarzania wyników tych pomiarów oraz przesyłania ich, jeśli zajdzie taka potrzeba. W celu precyzyjnego pomiaru pewnego zjawiska istnieje potrzeba określenia współrzędnych geograficznych każdego z węzłów budujących

sięć. Dokładne wyznaczenie odległości pomiędzy urządzeniami nadawczo-odbiorczymi, a co za tym idzie możliwość określenia ich współrzędnych geograficznych, jest jednym z kluczowych problemów w dziedzinie budowy i implementacji sieci sensorycznych, zwłaszcza gdy węzły nie są wyposażone w odbiorniki GPS, a jednym z podstawowych kryteriów budowy sieci jest koszt urządzenia.

Artykuł przedstawia również wyniki eksperymentu symulacyjnego potwierdzające poprawność zaproponowanego rozwiązania.

## 2. Wyznaczenie odległości pomiędzy węzłami sieci

Istniejące metody wyznaczania współrzędnych bazują na pewnej formie komunikacji węzła nieznającego swojego położenia oraz węzłów znających swoje położenie, będących dla niego punktami odniesienia. Metody te można sklasyfikować w dwóch kategoriach, bazując na ziarnistości informacji wymienianej podczas komunikacji. Metody drobnoziarniste (*fine-grained localization methods*) wyznaczają odległość od węzła będącego punktem odniesienia, bazując na poziomie mocy odebranego sygnału lub pomiarze czasu jego przesyłania. Metody gruboziarniste (*coarse grained localization methods*) bazują na informacji o obecności pewnych elementów w zasięgu danego węzła.

Z punktu widzenia rozpatrywanego problemu, jakim jest wyznaczenie odległości pomiędzy węzłami, oraz dokładności, jaką chcę uzyskać, interesujące wydają się jedynie metody cienkoziarniste. Do metod cienkoziarnistych należą m.in.:

- ToF (*Time of Flight*), która oznacza czas, w jakim fala radiowa przebywa od pojedynczego nadajnika do pojedynczego odbiornika. Metoda ta wymaga stosowania bardzo dokładnego wzorca znacznika czasu oraz synchronizacji pomiędzy węzłami, co czyni ją mało praktyczną w zastosowaniu w sieciach zbudowanych w oparciu o proste urządzenia czujnikowe.
- TDoA (*Time Difference of Arrival*), wykorzystująca różnicę czasów przybycia sygnałów od kilku źródeł emisji o znanych współrzędnych. W przeciwieństwie do metod opartych na pomiarze mocy odebranego sygnału, konieczne są w układzie dodatkowe, zazwyczaj kosztowne elementy. Przy niewielkich odległościach (do około 15 m), można wykorzystać ultradźwięki oraz sygnał radiowy służący do synchronizacji.
- RRS (*Received Signal Strength*), opierająca się na istotnym fakcie dotyczącym propagacji fali radiowej, który mówi, że tłumienie fali rośnie wraz z oddalaniem się od nadajnika.

W artykule do określenia odległości zaproponowana została metoda RSS. Zakłada się, że system będzie bazował na standardzie IEEE 802.15.4 oraz węzły zbudowane zostaną w oparciu o urządzenia CC2420 firmy Chipcon, dysponujące układem wyznaczającym parametr, jakim jest wskaźnik poziomu mocy odebra-

nego sygnału RSSI (*Received Signal Strength Indicator*). Wartość poziomu mocy odebranego sygnału w odbiorniku przedstawia równanie (1):

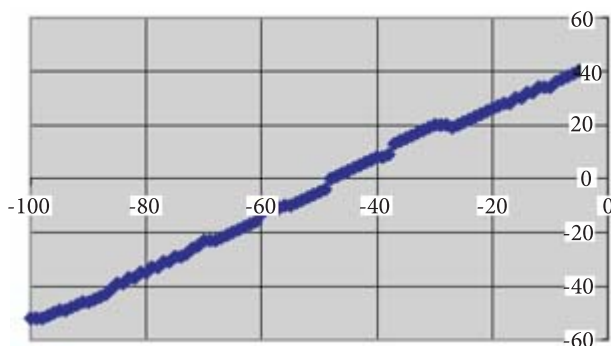
$$P_r = \text{RSSI\_VAL} + \text{RSSI\_OFFSET} \quad [\text{dBm}], \quad (1)$$

gdzie RSSI\_VAL jest wyznaczana sprzętowo, uśrednioną z 8 symboli (128  $\mu\text{s}$ ) wartością, RSSI\_OFFSET jest wartością korygującą i w przybliżeniu wynosi  $-45$  dBm [1]. Tabela 1 przedstawia podstawowe parametry urządzenia Chipcon CC2420. Na rysunku 2 pokazano zależność RSSI od mocy na wejściu odbiornika.

TABELA 1

Podstawowe parametry transceiwera Chipcon CC2420

Przepustowość	250 Kbps	Moc sygnału na wyjściu nadajnika	0-25 dBm
Pobór mocy przy nadawaniu	17,4 mA przy 0 dBm 8,5 mA przy $-25$ dBm	Czułość odbiornika	$-95$ dBm
Pobór mocy przy odbieraniu	18,8 mA	Częstotliwość nadawanego sygnału	2,4-2,4835 GHz



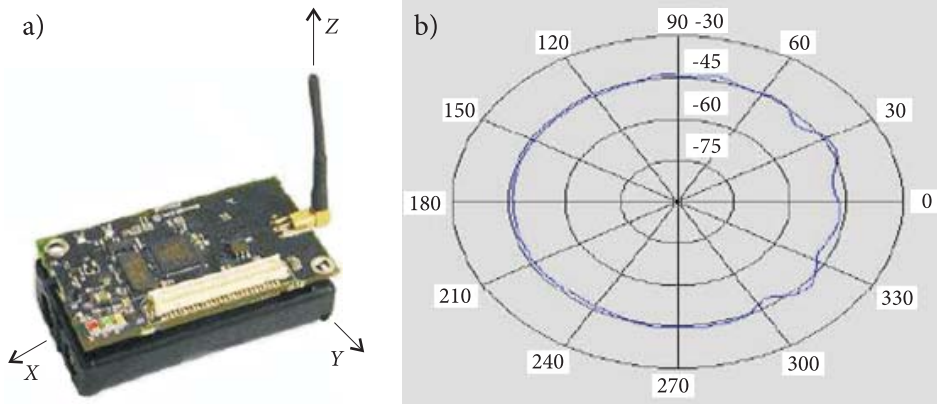
Rys. 1. Zależność RSSI od mocy na wejściu odbiornika [1]

Powiązanie pomiędzy poziomem mocy odebranego sygnału a odległością nadajnika od odbiornika przedstawia zależność:

$$P_r(d) = P_t - L(d) \quad [\text{dBm}], \quad (2)$$

gdzie:  $P_r$  — poziom mocy sygnału na wejściu odbiornika;  $P_t$  — poziom mocy sygnału na wyjściu nadajnika;  $d$  — odległość odbiornika od nadajnika;  $L$  — tłumienność.

Na rysunku 2b) przedstawiono charakterystykę dookólną promieniowania dla urządzenia Chipcon CC2420 w płaszczyźnie  $xy$ . Zakłócenia po prawej stronie



Rys. 2. a) Ułożenie anteny nadajnika/odbiornika; b) charakterystyka promieniowania urządzenia MicaZ z zainstalowanym transceiverem CC2420 [2]

charakterystyki spowodowane są metalową płytką urządzenia oraz zlokalizowaną w tym miejscu krawędzią anteny [2].

Jak zostało pokazane w [3], tłumienność  $L(d)$  w pewnej odległości  $d$  może zostać opisana rozkładem logonormalnym, z wartością średnią daną wzorem :

$$L(d) = \begin{cases} L_0 + 10n_1 \log_{10}(d) + \varepsilon & \text{dla } d \leq d_0 \\ L_0 + 10n_2 \log_{10}\left(\frac{d}{d_0}\right) + \varepsilon & \text{dla } d > d_0, \end{cases} \quad (3)$$

gdzie:  $L_0$  — tłumienność w odległości 1 m;  $n$  — współczynnik tłumienia;  $d$  — odległość pomiędzy nadajnikiem i odbiornikiem;  $d_0$  — odległość, na której zmienia się współczynnik tłumienia;  $\varepsilon$  — odchylenie od modelu teoretycznego.

Tłumienność w odległości 1 m wyznaczana jest ze wzoru [4]:

$$L_0 = 10n_1 \log_{10}\left(\frac{4\pi f}{C}\right), \quad (4)$$

gdzie:  $f$  — częstotliwość fali w Hz;  $C$  — prędkość światła.

Na niezróżnicowanym terenie niezabudowanym bez przeszkód, dla  $f = 2445$  MHz,  $C = 299972458$ , przyjmując  $n_1 = 3$ ,  $n_2 = 3,4$ ,  $d_0 = 1$  m, tłumienność przedstawia się następująco:

$$L = \begin{cases} 60,31 + 30 \log_{10}(d) + \varepsilon & \text{dla } d \leq 1 \text{ m} \\ 60,31 + 34 \log_{10}(d) + \varepsilon & \text{dla } d > 1 \text{ m.} \end{cases} \quad (5)$$

Odpowiednio dobrane współczynniki tłumienia  $n_1$  i  $n_2$  zapewniają zbliżoną zgodność pomiędzy wartościami otrzymanymi drogą doświadczalną oraz wartościami obliczonymi ze wzoru.

Otrzymane wyniki pomiarów pochodzą z urządzeń Chipcon, pracujących na częstotliwości 2445 MHz, dysponujących nominalną mocą nadawania 0 dBm, położonych 7 cm nad powierzchnią ziemi, na jednorodnym terenie, nieodróżnionym pod względem wysokości względnej [4]. Wyniki teoretyczne są bardzo zbliżone do wyników otrzymanych drogą doświadczalną, przy czym największe różnice występują na niewielkich odległościach od węzłów referencyjnych, do odległości ok. 4 m, co przedstawia rysunek 3. Czułość odbiornika wynosi około -95 dBm, co ogranicza zasięg nadajnika do około 10,5 m.

Znając poziom mocy odebranego sygnału w odbiorniku (wykorzystując wartość RSSI\_VAL), moc transmitera (zakładając, że urządzenia zbudowane są w oparciu o moduł transcyvera CC2420, w którym nominalna moc wyjściowa nadajnika wynosi 0 dBm) oraz zależności (2) i (5), odległość  $d$  pomiędzy odbiorcą i nadawcą określa wzór:

$$d = \begin{cases} 10^A & \text{dla } P_r \geq -60,31 \text{ dBm} \\ 10^B & \text{dla } P_r < -60,31 \text{ dBm,} \end{cases} \quad (6)$$

gdzie:  $A = (P_t - P_r - 60,31)/30$ ;  $B = (P_t - P_r - 60,31)/34$  ( $P_t, P_r$  wyrażone są w dBm), 60,31 dBm — moc sygnału w odległości 1 m od nadajnika.

Jak wykazano w [4], odchylenie od modelu teoretycznego  $\varepsilon$  w pomiarze mocy odebranego sygnału  $P_r$  w odbiorniku zmienia się dla różnych odległości anteny odbiorczej od nadawczej, dla  $d \leq 4$  m wynosi około 6 dBm, natomiast dla  $d > 4$  m wynosi około 0,87 dBm. Generalnie można określić dwa obszary błędu:

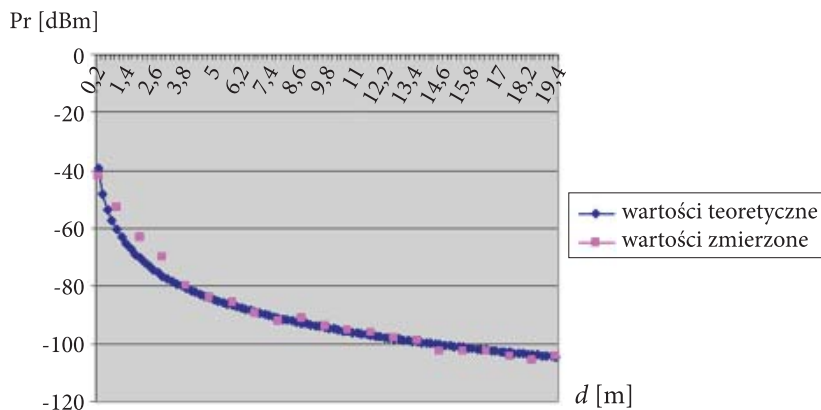
$$d < 4 \text{ m} \rightarrow \Delta d_1 = \Delta d_{1\text{RSSI}} + \Delta d_{1\text{O}} \approx 1 \text{ m,}$$

$$d \geq 4 \text{ m} \rightarrow \Delta d_2 = \Delta d_{2\text{RSSI}} + \Delta d_{2\text{O}} \approx 0,7 \text{ m.}$$

Błąd pomiaru może wynikać z niedokładności pomiaru RSSI w urządzeniu CC2420, która może wahać się pomiędzy  $\pm 6$  dBm, niestałości mocy wyjściowej nadajnika oraz niedokładności teoretycznego modelu propagacyjnego.

Podobne rezultaty pod względem dokładności określonych odległości pomiędzy nadajnikiem i odbiornikiem, dla porównywalnych warunków terenowych i urządzeń Chipcon CC242 uzyskano w [19].

Dotychczas przeprowadzone badania pokazują, że poprawa dokładności określania odległości pomiędzy nadajnikiem i odbiornikiem wymaga poznania modelu środowiska implementacji węzłów sieci [16]. Co więcej metoda bazująca na RSSI wykazuje dużą zmienność mocy sygnału odebranego dla przestrzeni zamkniętych



Rys. 3. Porównanie poziomu mocy na różnych odległościach odbiornika od nadajnika dla wyników otrzymanych drogą doświadczalną i w wyniku obliczeń teoretycznych

[17-19], ze względu na występowanie odbić fali radiowej od powierzchni pomieszczenia, co może nawet uniemożliwić oszacowanie tej odległości [20]. Dla przestrzeni otwartych metoda spisuje się znacznie lepiej, gdzie zmienność sygnału odbieranego jest znacznie mniejsza [4, 21]. Związane jest to z występowaniem odbicia jedynie od powierzchni ziemi. Dla przestrzeni otwartych zmienność mocy odebranego sygnału w odbiorniku jest tym większa, im większa jest względna różnica wysokości, na jakiej znajdują się nadajnik i odbiornik. Dla urządzeń położonych tuż przy powierzchni ziemi odbicie można praktycznie pominąć, za to tłumienność fali znacząco wzrasta, co skutkuje ograniczeniem zasięgu urządzeń [4, 22].

### 3. Określenie współrzędnych położenia węzłów sieci

Do jednoznacznego określenia (z pewnym przybliżeniem) tylko jednego punktu potrzebne są co najmniej 3 węzły referencyjne, znajdujące się w bezpośrednim zasięgu komunikacyjnym (poziom odebranego sygnału musi być większy niż -95 dBm, co wynika z czułości odbiornika CC2420).

Tabela 2 przedstawia wyniki wyznaczania współrzędnych położenia, bazując na różnych sposobach ich obliczania. Są to kolejno: metoda gradientów sprzężonych CG (*Conjunctive Gradient*), metoda największego spadku SD (*Steepest Descent*), rozszerzona metoda największego spadku ESD (*Enhanced Steepest Descent*), nieliniowa metoda największych kwadratów NLS (*Non-Linear Least Square*) oraz triangularyzacja [13].

W oparciu o przeprowadzone badania [13] oraz tabelę 2, aby określić współrzędne położenia węzłów sieci najbardziej odpowiednie wydają się metoda gradientów sprzężonych (CG) oraz rozszerzona metoda największego spadku (ESD).

TABELA 2

Porównanie algorytmów oszacowania współrzędnych węzła [13]

Algorytm	Czas oblicz. [s]	Błąd średni [m]
CG	0,0060 ( $\hat{u}_1$ )	1,21 ( $\hat{u}_1$ )
	0,0090 ( $\hat{u}_2$ )	1,93 ( $\hat{u}_2$ )
SD	0,0115 ( $\hat{u}_1$ )	1,26 ( $\hat{u}_1$ )
	0,0264 ( $\hat{u}_2$ )	1,93 ( $\hat{u}_2$ )
ESD	0,0058 ( $\hat{u}_1$ )	1,23 ( $\hat{u}_1$ )
	0,0096 ( $\hat{u}_2$ )	1,93 ( $\hat{u}_2$ )
NLS	0,0202 ( $\hat{u}_1$ )	1,23 ( $\hat{u}_1$ )
	0,0363 ( $\hat{u}_2$ )	1,92 ( $\hat{u}_2$ )
Triangularyzacja	0,0001 ( $\hat{u}_1$ )	2,26 ( $\hat{u}_1$ )
	0,0001 ( $\hat{u}_2$ )	3,50 ( $\hat{u}_2$ )

Reszta z analizowanych w [13] metod wymaga implementacji skomplikowanych działań matematycznych (NLS) albo daje znacznie gorsze wyniki pod względem dokładności lub czasu obliczeń. Metoda ESD jest prostsza w implementacji i w celu uzyskania rozwiązania wymaga mniej skomplikowanych działań matematycznych niż CG, dlatego została ona wybrana jako sposób oszacowania współrzędnych położenia. Odpowiednio ją też zmodyfikowano do założeń i uwarunkowań procesu przekazywania współrzędnych.

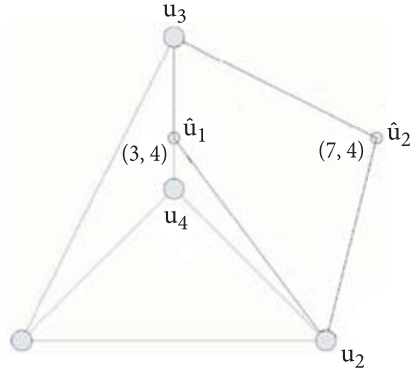
Rozszerzona metoda największego spadku należy do grupy metod multilateracyjnych, gdzie pozycja węzła  $u$  obliczana jest przez minimalizację funkcji celu  $F(u)$  [15]:

$$F(u) = \sum_{i=1}^n (\hat{d}_i - \|\hat{u} - u_i\|)^2, \quad (7)$$

gdzie:  $\hat{u}$  — oszacowane współrzędne węzła;  $u$  — współrzędne węzła referencyjnego;  $\hat{d}$  — zmierzona odległość pomiędzy węzłem obliczającym swoją pozycję a węzłem referencyjnym. Jest to iteracyjna liniowa metoda przeszukiwania, która pozwala na znalezienie minimum lokalnego funkcji celu w kroku  $k + 1$  [15]:

$$\hat{u}(k+1) = \hat{u}(k) + \alpha_k p(k), \quad (8)$$

gdzie:  $\alpha_k$  — długość kroku;  $p(k) = -\nabla F(u(k))$  (gradient funkcji celu w kroku  $k$ ) — kierunek poszukiwania w kroku  $k$ .



Rys. 4. Położenie węzłów nieznanąych współrzędnych ( $\hat{u}_1, \hat{u}_2$ ) oraz węzłów referencyjnych  $u_{1-4}$

W metodzie ESD nie przyjmuje się kroku  $\alpha_k$  jako stałej wartości podczas całego procesu obliczeniowego, ale szacuje się go w każdym kroku jako funkcję poprzedniego i aktualnego kierunku poszukiwań  $(p(k-1), p(k))$ , oddzielnie dla współrzędnej  $x$  i  $y$ :

$$\alpha_k(x) = \frac{F(k) - F(k-1)}{x(k) - x(k-1)}, \quad \alpha_k(y) = \frac{F(k) - F(k-1)}{y(k) - y(k-1)}. \quad (9)$$

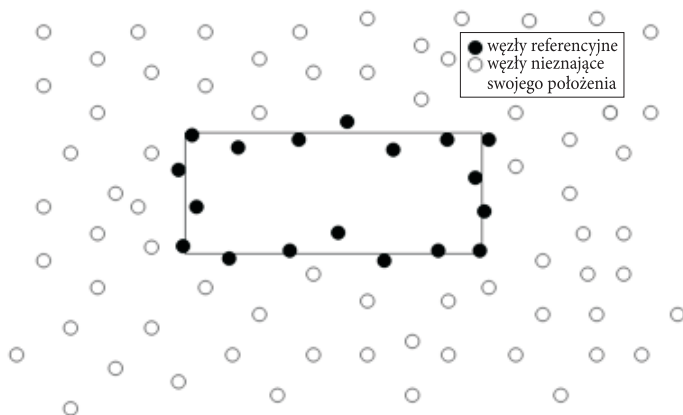
gdzie  $F(k)$  — wartość funkcji celu w kroku  $k$ ,  $F(k-1)$  — wartość funkcji celu w kroku  $k-1$ ,  $x(k)$  — współrzędna  $x$  obliczona w kroku  $k$ ,  $x(k-1)$  — współrzędna  $x$  obliczona w kroku  $(k-1)$ ,  $y(k)$  — współrzędna  $y$  obliczona w kroku  $k$ ,  $y(k-1)$  — współrzędna  $y$  obliczona w kroku  $k-1$ .

Poprzez rekalkulację wartości kroku  $\alpha_k$  uzyskuje się szybszą zbieżność algorytmu, a tym samym skraca się czas konfiguracji węzła.

#### 4. Opis przeprowadzonej symulacji komputerowej

W celu oszacowania dokładności wyznaczania współrzędnych położenia przeprowadzone zostały eksperymenty symulacyjne dla zadanego rozmieszczenia węzłów. Węzły rozlokowane zostały na obszarze ograniczonym obszarem prostokąta o wymiarach  $xy$  z obszarem chronionym, występującym wewnątrz obszaru implementacji, na którym nie znajdują się żadne sensory (obszar, na którym rozmieszczone są sensory, to obszar pracy sieci).

Na granicy obszaru chronionego rozmieszczone zostały węzły znające swoje współrzędne, przez co na podstawie informacji od tych węzłów, reszta węzłów może z pewną dokładnością określić swoje współrzędne.



Rys. 5. Graficzna interpretacja obszaru chronionego i obszaru pracy sieci

W eksperymencie współrzędne sensorów znajdujących się w obszarze pracy sieci wybrane zostały w sposób losowy, przy pomocy generatora liczb pseudolosowych zaimplementowanego w środowisku matematycznym Maple10. Współrzędne sensorów warstwy pierwszej (na obszarze granicznym) wybrane zostały za pomocą generatora liczb pseudolosowych o rozkładzie równomiernym, z odchyleniem standardowym 1,5 m.

Do odkrywania współrzędnych przez kolejne węzły wykorzystana została rekursywna metoda określania pozycji (RPM — *Recursive Positioning Method*) [13]:

- 1) węzeł nieznający swojego położenia, znajdujący się w zasięgu komunikacyjnym co najmniej trzech węzłów referencyjnych, określa swoje współrzędne,
- 2) po obliczeniu swoich współrzędnych, węzeł staje się tzw. skonwertowanym węzłem referencyjnym (o numerze warstwy o jeden większym od najwyższego numeru warstwy spośród swoich sąsiadów), a następnie rozpoczyna rozgłaszanie własnych współrzędnych położenia,
- 3) proces jest powtarzany do momentu, aż każdy węzeł w sieci pozna swoje współrzędne lub gdy po określonym czasie  $t_w$  węzeł nie otrzyma informacji od co najmniej trzech węzłów referencyjnych, a tym samym pozostanie węzłem nieznającym swoich współrzędnych położenia.

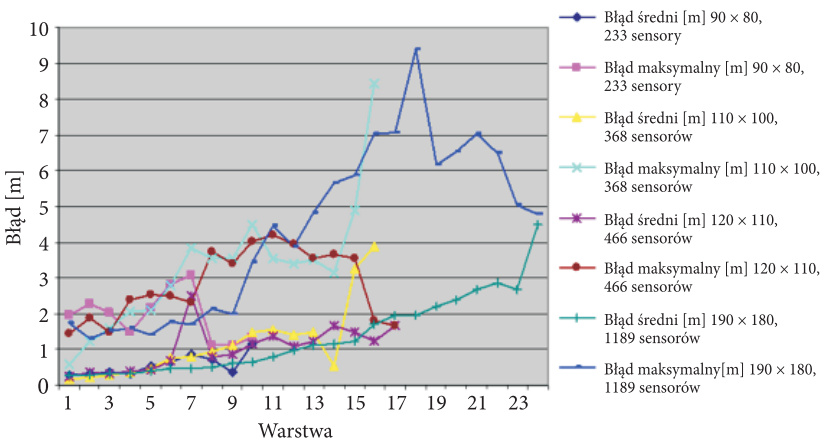
Algorytm określania współrzędnych jest w pełni rozproszony i nieskomplikowany w implementacji na prostym urządzeniu, jakim jest Chipcon CC2420.

## 5. Wyniki

Eksperyment symulacyjny przeprowadzono w środowisku Maple10, wykorzystując metodę RSS w celu wyznaczenia odległości do węzłów referencyjnych oraz ESD jako metodę optymalizacyjną wyznaczania współrzędnych na podstawie odległości do węzłów referencyjnych. Wyniki opierają się na badaniach tłumien-

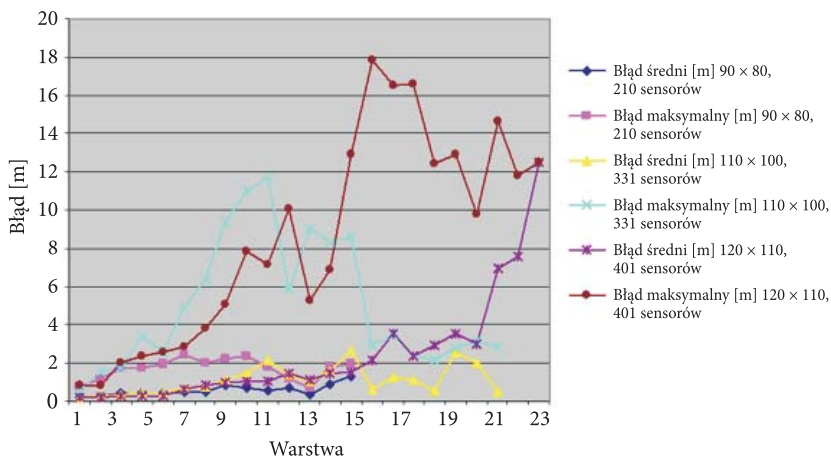
ności fali radiowej przeprowadzonych przez firmę TI na transceiverach Chipcon (CC2420, CC2500), pracujących z częstotliwością 2,4 GHz.

Na rysunku 6a przedstawiono wyniki doświadczenia, w którym liczba rozrzuconych losowo sensorów wynosi  $3,5 \cdot \text{TLD}$  ( $\text{TLD} = P/r_c^2$ , gdzie  $P$  — pole obszaru pracy sieci,  $r_c$  — promień komunikacyjny sensora [14]), gdzie zmiana ulega pole powierzchni pracy sieci, a tym samym rośnie liczba użytych sensorów oraz liczba kolejnych warstw. Zgodnie z przewidywaniami, średni jak i maksymalny błąd rośnie wraz ze wzrostem numeru warstwy. W końcowych warstwach może wystąpić tendencja do zmniejszania się błędu maksymalnego. Wiąże się to ze zmniejszającą się liczbą sensorów w tych warstwach, przez co statystycznie pojawienie się dużego, pojedynczego błędu jest mniejsze. W każdym z powyższych przypadków wszystkie sensory zdołały określić swoje współrzędne położenia, a co za tym idzie nie powstały obszary wewnątrz obszaru pracy sieci, które pozostają niemonitorowane.

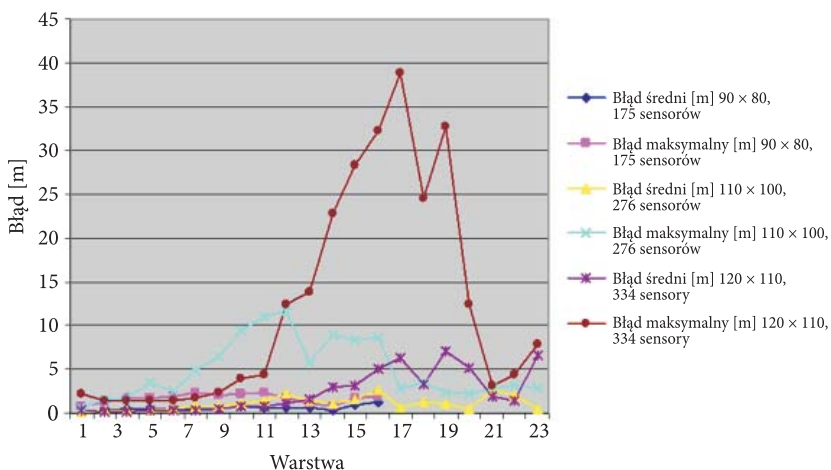


Rys. 6a. Błąd maksymalny i błąd średni określania współrzędnych w symulacji dla różnych obszarów pracy sieci  $a \times b$ , z obszarem chronionym  $30 \text{ m} \times 20 \text{ m}$  w części centralnej

Na rysunkach 6b, c przedstawiono wyniki doświadczenia, w którym liczba użytych sensorów wynosi odpowiednio  $3 \cdot \text{TLD}$  oraz  $2,5 \cdot \text{TLD}$ . Tak jak poprzednio, badanie zostało przeprowadzone dla różnych obszarów pracy sieci, ze stałym, umieszczonym w części centralnej obszarem chronionym, ograniczonym prostokątem o wymiarach  $30 \text{ m} \times 20 \text{ m}$ . Dla obszaru  $90 \text{ m} \times 80 \text{ m}$  błąd średni i maksymalny jest akceptowalny i nie przekracza  $2,5 \text{ m}$ . Dla obszarów  $110 \text{ m} \times 100 \text{ m}$  oraz  $120 \text{ m} \times 110 \text{ m}$  błąd powstały w warstwach początkowych propaguje się w kolejnych, aż do momentu gdy sensory pewnej warstwy  $m$  przestają być węzłami referencyjnymi, na bazie których kolejne węzły będą określały własne współrzędne położenia. Błąd propagacji nie jest kompensowany jak w przypadku użycia sensorów w ilości  $3,5 \cdot \text{TLD}$ , ponieważ średnia ilość węzłów referencyjnych dla każdego z sensorów niezających



Rys. 6b. Błąd maksymalny i błąd średni określania współrzędnych w symulacji dla różnych obszarów pracy sieci  $a \times b$ , z obszarem chronionym  $30 \text{ m} \times 20 \text{ m}$  w części centralnej



Rys. 6c. Błąd maksymalny i błąd średni określania współrzędnych w symulacji dla różnych obszarów pracy sieci  $a \times b$ , z obszarem chronionym  $30 \text{ m} \times 20 \text{ m}$  w części centralnej

swojego położenia jest niewystarczająca na korektę dużego błędu określenia współrzędnych położenia jednego ze skonwertowanych węzłów referencyjnych.

W przypadku użycia  $3 \cdot \text{TLD}$  ilości użytych sensorów, średnio 4-9 sensorów nie określiło własnych współrzędnych położenia. Dla  $2,5 \cdot \text{TLD}$  ilości użytych sensorów średnio 9-17 węzłów nie określiło swoich współrzędnych położenia. W obu przypadkach akceptowalne rezultaty otrzymuje się dla obszarów implementacji sieci  $90 \times 80 \text{ m}$  oraz  $110 \times 100 \text{ m}$ . Dla obszaru implementacji sieci  $120 \times 110 \text{ m}$  pojawiają się pojedyncze błędy określenia współrzędnych położenia rzędu 10 m, które można uznać za poważnie przekłamujące rzeczywiste położenia węzła.

Wyżej opisane przypadki doświadczeń (rys. 6) przedstawiają uśrednione wartości otrzymanych wyników, pochodzące z 10 symulacji dla każdego z trzech przypadków ilości użytych sensorów.

## 6. Podsumowanie

W oparciu o przeprowadzone symulacje komputerowe działania rzeczywistej sieci sensorycznej wykazano, że dla scenariusza implementacji węzłów sieci jak w rozdziale 2, w oparciu o metodę RSS oraz dodatkowo sterując odpowiednio gęstością sensorów rozlokowanych na obszarze pracy sieci, można uzyskać bardzo dobre parametry dokładnościowe wyznaczania współrzędnych położenia. Dodatkowo badanie wykazało, że dla opisanych przypadków, na niewielkich obszarach implementacji sieci, 25-procentowa różnica w ilości użytych sensorów nie przekłada się znacząco na dokładności określenia współrzędnych. Artykuł pokazuje również, że dokładność takiego systemu, dla odpowiednio dobranej ilości sensorów w stosunku do obszaru implementacji, wynosi średnio do kilku metrów (0,1 m do 5-7 m). Dla porównania, odbiorniki GPS montowane w niedrogich sensorach charakteryzują się dokładnością rzędu od 4 nawet do 12 m. Co za tym idzie, przedstawiony sposób określania współrzędnych położenia pozwala zredukować koszt pojedynczego użytego sensora jak i dokładność określenia współrzędnych.

Wyniki eksperymentów symulacyjnych pokazały również, że dla poprawy dokładności wyznaczania współrzędnych, węzły leżące na granicy obszaru chronionego nie powinny być ułożone współosiowo, na granicy tego obszaru. Ułożenie takie może spowodować, że sensory warstwy kolejnej nie są w stanie jednoznacznie określić współrzędnych swojego położenia, co może skutkować powstaniem błędu z przedziału  $(0,2 r_c)$ .

Artykuł wpłynął do redakcji 1.12.2009 r. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano w maju 2010 r.

### LITERATURA

- [1] *Chipcon CC2420 2.4 GHz IEEE 802.15.4/ZigBee-ready RF Transceiver*, TI document.
- [2] W. SU, M. ALZAGHAL, *Channel Propagation Measurement and Simulation of MICAz mote*, WSEAS Transactions on Computer, Issue 4, 7, April 2007.
- [3] J. M. MOLINDA-GARCIA-PADRO, A. MARTINEZ-SALA, M. V. BUENO DELGADO, E. EGEA-LOPEZ, L. JUAN-LLACER, J. GARCIA-HARO, *Channel Model at 868 MHz for Wireless Sensor Networks in Outdoor Scenarios*, Spain, Cartagena, 2005.
- [4] K. TOR-INGE, *Range Measurements in an Open Field Environment*, Texas instruments Design Note DNO18 SWRA169A.
- [5] D. LYMBEROPOULUS, Q. LINDSEY, A. SAAVIDES, *An Empirical Characterization of Radio Signal Strength Variability in 3-D IEEE 802.15.4 Networks Using Monopole Antennas*, Yale University, New Haven, CT 06520, USA.

- [6] P. BAHL, V. N. PADMANABHAN, *RADAR: An In-building RF-based User Location and Tracking System*, In Proc. IEEE Infocom, Tel-Aviv, Israel, April 2000, 775-784.
- [7] M. BERNA, B. LISIEN, B. SELLNER, G. GORDON, F. PFENNING, S. THRUN, *A Learning Algorithm for Localizing People Based on Wireless Signal Strength that Uses Labeled and Unlabeled Data*, In Proceedings of IJCAI 03, 2003, 1427-1428.
- [8] P. CASTRO, P. CHIU, T. KREMENEK, R. MUNTZ, *A Probabilistic Location Service for Wireless Network Environments*, Ubiquitous Computing 2001, September 2001.
- [9] <http://www.chipcon.com>.
- [10] D. NICULESCU, B. NATH, *Vor Base Stations for Indoor 802.11 Positioning*, In Proceedings of Mobicom, 2004.
- [11] E. ELNAHRAWY, X. LI, R. M. MARTIN, *The Limits of Localization Using Signal Strength: A Comparative Study*, In Proceedings of Sensor and Ad-Hoc Communications and Networks Conference (SECON), Santa Clara California, October 2004.
- [12] R. WANT, A. HOPPER, V. FALCO, J. GIBBONS, *The active badge location system*, ACM Transaction on Information Systems, 10, 1, Jan 1992, 91-102.
- [13] S. TENNINA, M. DI RENZO, F. SANTUCCI, F. GRAZISCO, *On the Distribution of Positioning Errors in Wireless Sensor Networks: A Simulative Comparison of Optimization Algorithms*, IEEE WCNC, 2008, 2075-2080.
- [14] M. WAWRYSZCZUK, *The Concept of Building Dense K-Covering Wireless Sensor Networks*, SECON 2009, Military University of Warsaw.
- [15] S. OSOWSKI, *Sieci neuronowe do przetwarzania informacji*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa, 2006, 56-57.
- [16] M. LOWTON, J. BROWN, J. FINNEY, *Finding NEMO: On the Accuracy of Inferring Location in IEEE 802.15.4 Network*, REALWSN'06, 2006, Uppsala, Sweden.
- [17] A. AWARD, T. FRUNZKE, F. DRESSLER, *Adaptive Distance Estimation and Localization in WSN using RSSI Measurement*, DSD2007, August 2007, 471-478.
- [18] K. BENKIC, M. MALAJNER, P. PLANINSIC, Z. CUCEJ, *Using RSSI Value for Distance Estimation in Wireless Sensor Networks Based on ZigBee*, Systems, Signals and Image Processing, IWSSIP, 15th International Conference on. 25/07/2008.
- [19] S. HARA, D. ZHAO, K. YANAGIHARA, J. TAKETSUGU, *Propagation Characteristics of IEEE 802.15.4 Radio Signal and Their Application for Location Estimation*, IEEE Xplore, 2005.
- [20] D. LYMBERPOLUS, Q. LINDSEY, A. SAVVIDES, *An Empirical Characterization of Radio Signal Strangth Variability in 3-D IEEE 802.15.4 Network Using Monopole Antennas*, EWSN 2006, Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2006, 326-341.
- [21] M. SRBINOVSKA, C. GAVROVSKI, V. DIMCEV, *Localization Estimation System Using Measurement of RSSI Based on ZigBee Standard*, ELECTRONICS, Sozopol, Bulgaria, 2008.
- [22] A. CHARYTONIUK, *Anteny i Propagacja Fal Radiowych*, WAT, Warszawa, 1993.

M. WAWRYSZCZUK

### **A method of assigning coordinates of IEEE 802.15.4 wireless sensor network**

**Abstract.** This paper presents a concept of building wireless sensor network, using simple devices Chipcon CC2420, with built-in IEEE 802.15.4 protocols stack. It is assumed that the nodes do not know their coordinates and they can calculate them using referential nodes (which know their position).

Nodes measure the distance to the referential nodes using Received Signal Strength Indicator (RSSI) parameter and after that acquire their coordinates involving Enhanced Steepest Descent optimization method. In the article, it is shown that RSSI parameter can be a good estimator of the distance measurement in uniform area, in ground-level propagation model.

**Keywords:** sensor networks, coordinates assignment, RSSI, ESD

**Universal Decimal Classification:** 621.39



## Model pływowy IERS2003 i ocena możliwości jego weryfikacji na podstawie wyników opracowania obserwacji GNSS

JANUSZ BOGUSZ, MARIUSZ FIGURSKI

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Inżynierii Lądowej i Geodezji,  
Centrum Geomatyki Stosowanej, 00-908 Warszawa, ul. S. Kaliskiego 2

**Streszczenie.** Niniejszy artykuł zawiera analizę możliwości korekcji pływowego modelu deformacji fizycznej powierzchni Ziemi opartego na standardach IERS2003, a wykorzystywanego w oprogramowaniu Bernese. Autorzy do tego celu wykorzystali stworzoną w Centrum Geomatyki Stosowanej Wojskowej Akademii Technicznej metodę opracowania precyzyjnych obserwacji geodezyjnych w ramach krótkookresowych rozwiązań sieciowych. Jako dane posłużyły obserwacje wykonywane na punktach sieci ASG-EUPOS otrzymane na mocy porozumienia pomiędzy WAT a Głównym Urzędem Geodezji i Kartografii. Analiza pływowa metodą najmniejszych kwadratów potwierdziła, iż model pływowy oparty o parametry matematyczne wymaga wprowadzenia współczynników geodezyjnych, szczególnie w częstotliwościach, które są trudne do zamodelowania, takich jak K1, K2 czy PS11. W tych częstotliwościach analiza rezyduów obserwacji satelitarnych potwierdziła istnienie kilkumilimetrowych różnic. Otrzymany materiał stanowi świetną podstawę do badań zmian przestrzennych opisywanych parametrów i korelacji ich zmian np. z budową litosfery na terenie Polski.

**Słowa kluczowe:** pływy Ziemi, GNSS, geodezyjne szeregi czasowe

**Symbol UKD:** 528.8

### 1. Wprowadzenie

Najpopularniejsze obecnie oprogramowanie geodezyjne wykorzystywane do zaawansowanego opracowania obserwacji satelitarnych to Bernese w wersji 5.0 [1]. Na 17 centrów obliczeniowych uczestniczących w tworzeniu europejskiego układu odniesienia (ETRF — *European Terrestrial Reference Frame*) w ramach projektu EPN (EUREF Permanent Network) 15 używa tego oprogramowania (stan na poło-

wę 2010 roku). Zjawisko pływów Ziemi ma znaczący wpływ na wyniki obserwacji geodezyjnych wykonywanych na jej fizycznej powierzchni.

Jego poprawne uwzględnienie w obserwacjach satelitarnych stanowi istotny element wpływający na ocenę wiarygodności otrzymanych rozwiązań. Model deformacji litosfery wywołany siłami pływowymi wykorzystywany w Bernese to model opracowany na podstawie konwencji IERS (*International Earth Rotation and Reference Systems Service*) z 2003 roku [2]. Konwencje te zawierają szereg zarówno założeń teoretycznych, jak i współczynników niezbędnych to oszacowania odpowiedzi lekko-sprężystej Ziemi na działanie sił pływowych. Ponieważ większość tych współczynników to parametry modelowe, więc analiza rezyduów obserwacji geodezyjnych wykonywanych na fizycznej powierzchni Ziemi powinna dać odpowiedź na pytanie, na ile dobrze oddają one opisywaną przez nie rzeczywistość.

## 2. Pływy Ziemi

Potencjał pola siły ciężkości Ziemi jest złożeniem potencjału grawitacyjnego i potencjału siły odśrodkowej jej ruchu obrotowego. Rozwinięcie w szereg harmonicznych sferycznych i sumowanie po całej objętości Ziemi daje w rezultacie [3]:

$$V = \sum_{n=0}^{\infty} \sum_{m=0}^{\infty} \left[ C_{nm} \frac{\bar{c}(\theta, \lambda)}{r^{n+1}} + S_{nm} \frac{\bar{s}(\theta, \lambda)}{r^{n+1}} \right], \quad (1)$$

gdzie:  $\bar{c}(\theta, \lambda), \bar{s}(\theta, \lambda)$  — znormalizowane elementarne harmoniczne sferyczne;  
 $C_{nm}, S_{nm}$  — współczynniki rozkładu masy wyznaczone na podstawie ortogonalności funkcji Legendre'a;  
 $r$  — odległość rozpatrywanego punktu fizycznej powierzchni Ziemi do jej środka masy.

Zjawisko pływów Ziemi z kolei jest związane ze złożeniem oddziaływań grawitacyjnych układów Ziemia–Księżyc oraz Ziemia–Słońce oraz sił odśrodkowych w ruchu obiegowym względem barycentrum. Potencjał pływowy może zostać zapisany w postaci [4]:

$$W_2 = -\frac{GM}{2} \frac{\rho^2}{r^3} (3 \cos^2 Z - 1), \quad (2)$$

gdzie:  $\rho$  — równikowy promień Ziemi;  
 $GM$  — parametr grawitacyjny;  
 $r$  — odległość pomiędzy środkami mas Ziemi oraz Księżyca lub Słońca;  
 $Z$  — odległość zenitalna Księżyca lub Słońca.

Gdy przekształcimy wyrażenie  $3 \cos^2 Z - 1$ , otrzymamy potencjał pływowy wyrażony wzorem Laplace'a:

$$W_2 = \frac{3}{4} \frac{GM\rho^2}{r^3} \left\{ \begin{array}{l} \cos^2 \varphi \cos^2 \delta \cos 2t + \\ + \sin 2\varphi \sin 2\delta \cos t + \\ + 3 \left( \sin^2 \varphi - \frac{1}{3} \right) \left( \sin^2 \delta - \frac{1}{3} \right) \end{array} \right\}. \quad (3)$$

W równaniu (3) poszczególne wyrazy reprezentują trzy typy sferycznych funkcji harmonicznych drugiego rzędu: sektorowe, tesseralne oraz strefowe.

W myśl dynamicznej teorii pływów do zmiennej potencjału pływowego  $W_2$  należy dodać również potencjał wynikający z deformacji pływowej Ziemi, a oprócz tego trzeba brać pod uwagę zmianę wartości początkowej potencjału ze względu na przesunięcie pionowe u stanowiska obserwacyjnego. I tak do opisu radialnych przemieszczeń materii wewnątrz modelu Ziemi, który stanowi kula o jednorodnej budowie, w której wnętrzu przed pojawieniem się sił pływowych panowała równowaga hydrostatyczna, wprowadza się pewną funkcję promienia  $H_2(r)$ . Funkcja ta wiąże wielkości radialnego przesunięcia u powierzchni Ziemi i potencjału pływowego  $W_2$  równaniem [4]:

$$U_2 = H_2(r) \frac{W_2}{g}, \quad (4)$$

gdzie  $\frac{W_2}{g}$  jest wysokością pływu statycznego. Dodatkowy potencjał wywołany deformacją pływową Ziemi wyrażony został przy pomocy funkcji promienia  $K_2(r)$ :

$$\Delta W_p = K_2(r) \cdot W_2. \quad (5)$$

Funkcje  $H_2(r)$  i  $K_2(r)$  wyznaczone zostały z rozwiązania układu równań opisujących stan równowagi modelu Ziemi. Powierzchniowe wartości tych funkcji  $h_2 = H_2(a)$  i  $k_2 = K_2(a)$  nazywamy liczbami Love'a. I tak liczba Love'a  $h_2$  opisuje stosunek wielkości radialnych przemieszczeń powierzchni Ziemi do wysokości pływu statycznego.

Stosunek wielkości dodatkowego potencjału wygenerowanego przez deformacje pływowe do wielkości pierwotnego potencjału pływowego opisuje liczba Love'a  $k_2$ .

Tak jak dla potencjału pływowego  $W_2$ , istnieją liczby Love'a dla harmonik pływowych wyższych rzędów. Liczby Love'a odpowiadające różnym harmonikom potencjału pływowego posiadają różne wartości liczbowe, ale ich sens fizyczny pozostaje niezmienny. Wprowadzenie dodatkowo przez Shidę jeszcze jednej

funkcji własności sprężystych Ziemi  $l_2(r)$  pozwoliło opisać zależności pomiędzy horyzontalnymi przemieszczeniami  $v$  i  $\omega$  punktów powierzchni skorupy ziemskiej a potencjałem pływowym  $W_2$  o postaci:

$$v_2 = \frac{L_2(a)}{g} \frac{\partial W_2}{\partial \theta}, \quad \omega_2 = \frac{L_2(a)}{g \sin \theta} \frac{\partial W_2}{\partial \lambda}. \quad (6)$$

Powierzchniową wartość funkcji  $l_2 = L_2(a)$  nazwano liczbą Shidy. Deformacje Ziemi oraz potencjału grawitacyjnego spowodowane działaniem pola sił pływowych można wyrazić za pomocą liniowej kombinacji liczb Love'a i Shidy, pomnożonej przez potencjał pływowy lub odpowiednią jego pochodną [4].

Dla określenia wartości liczb Love'a  $k$  i  $h$  wykorzystuje się głównie obserwacje długookresowych fal pływowych, najlepiej o okresie 18,6 lat (najmniejsza częstotliwość pływowa — okres obrotu linii węzłów orbity Księżyca). Dla absolutnie sztywnej Ziemi  $k = 0$  i  $h = 0$ . Dla Ziemi idealnie sprężystej  $h = 1$ .

Pływy Ziemi można ogólnie podzielić na pływy części stałej (ang. *solid Earth tides*), oceanów i atmosfery. Zagadnienie interakcji pomiędzy poszczególnymi typami pływów jest bardzo istotnym elementem teorii pływowych i w chwili obecnej szeroko dyskutowanym (w Polsce np. [5] czy [6]).

### 3. Model pływowy

#### 3.1. Zmiany potencjału

Najwygodniejszym sposobem opisu zmian potencjału Ziemi wynikających z jej elastycznej odpowiedzi na działanie sił pływowych jest modelowanie zmian współczynników harmonik sferycznych  $C_{nm}$  oraz  $S_{nm}$  w postaci poprawek  $\Delta C_{nm}$  oraz  $\Delta S_{nm}$  przedstawionych w funkcji liczby Love'a  $k$ .

Aby jednak scharakteryzować zmiany elastyczne wywołane przez składowe harmoniczne stopnia  $n$ -tego i rzędu  $m$ -tego, należy parametr  $k$  zróżnicować na jego nominalne wartości  $k_{nm}$ .

Z kolei z uwagi na eliptyczność Ziemi oraz istnienie siły Coriolisa wynikającej z jej ruchu obrotowego konieczne jest wprowadzenie trzech rodzajów parametrów zależnych częstotliwościowo:  $k_{nm}^{(0)}, k_{nm}^{(+)}, k_{nm}^{(-)}$ .

Z uwagi na asprężystość (sprężystość opóźnioną) płaszcz ziemskiego wielkości te będą dodatkowo miały niewielką część urojoną, co będzie się odbijać w przesunięciu fazowym deformacyjnej odpowiedzi Ziemi na działanie sił pływowych oraz drobnych zmianach częstotliwości w długookresowych falach pływowych:

$$k_{nm}^{(0)} \rightarrow \text{Re } k_{nm}^{(0)} + i \cdot \text{Im } k_{nm}^{(0)}.$$

Pływy Ziemi stałej w paśmie dobowym ( $nm = 21$ ) nie są w całości powodowane przez bezpośredni wpływ potencjału zakłócającego Księżyca, Słońca i planet, lecz zawierają w sobie również:

- wpływ oceanu i atmosfery (efekty pośrednie);
- wpływ wahań płaszczka w miejscu jego zetknięcia z jądrem Ziemi — nutacja swobodna jądra (FCN — *Free Core Nutation*) o okresie rezonansu  $23^h 52^m 45^s$ .

Redukcja efektu zmiany potencjału siły ciężkości Ziemi pod wpływem działania sił pływowych w myśl konwencji IERS2003 składa się z trzech kroków [2].

1. Na podstawie niezależnych częstotliwościowo wartości liczby Love'a  $k_{nm}$  poprawki do współczynników harmonik sferycznych wyliczane są w dziedzinie czasu:

$$\Delta\bar{C}_{nm} - i \cdot \Delta\bar{S}_{nm} = \frac{k_{nm}}{2n+1} \left[ \frac{GM_K}{GM_Z} \left( \frac{\rho}{r_K} \right)^3 \bar{P}_{nm} (\sin \Phi_K) e^{-im\Lambda_K} + \frac{GM_S}{GM_Z} \left( \frac{\rho}{r_S} \right)^3 \bar{P}_{nm} (\sin \Phi_S) e^{-im\Lambda_S} \right], \quad (7)$$

gdzie:  $k_{nm}$  — nominalna liczba Love'a stopnia  $n$  i rzędu  $m$ ;

$\rho$  — równikowy promień Ziemi;

$GM_K, GM_S, GM_Z$  — parametr grawitacyjny odpowiednio Księżyca, Słońca i Ziemi;

$r_K, r_S$  — odległość pomiędzy środkami mas Ziemi oraz odpowiednio Księżyca i Słońca;

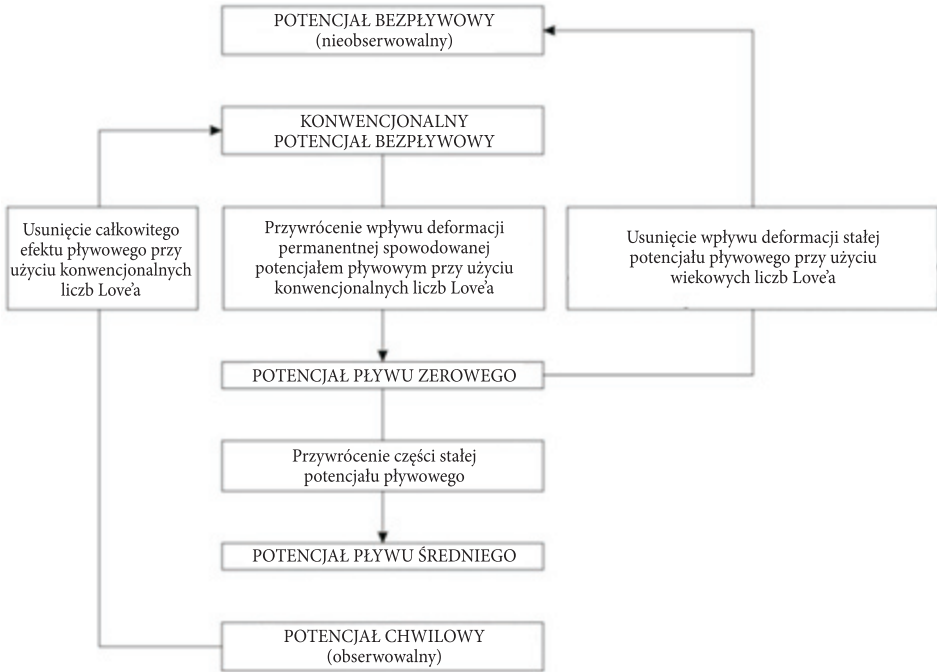
$\Phi_K, \Lambda_K, \Phi_S, \Lambda_S$  — współrzędne geocentryczne (efemerydy) odpowiednio Księżyca i Słońca;

$\bar{P}_{nm}$  — znormalizowane stowarzyszone funkcje Legendre'a.

Standardowo korekcje te wylicza się dla pływów dobowych ( $n = 2$ ) oraz półdobowych ( $m = 3$ ).

2. Korekcja ze względu na odchylenia wartości  $k_{21}$  oraz  $k_{22}$  dla poszczególnych składowych częstotliwościowych pasm odpowiednio dobowego i półdobowego. Innymi słowy są to poprawki do wartości  $\Delta\bar{C}_{nm}$  i  $\Delta\bar{S}_{nm}$  otrzymanych w kroku pierwszym ze względu na zależność częstotliwościową liczby Love'a.
3. Uwzględnienie pływu stałego. Potencjał pływowy strefowy stopnia II posiada średnią wartość, która nie jest zerowa. Ta niezależna od czasu składowa ( $nm = 20$ ) powoduje deformację permanentną i wynikający z niej, niezależny od czasu wpływ na współczynnik potencjału Ziemi  $\bar{C}_{20}$ .

Na rysunku 1 przedstawiono procedurę tworzenia modelu potencjału pola ciężkości Ziemi w zależności od kolejnych kroków uwzględnienia zjawiska pływowej deformacji powierzchni litosfery. Z najpopularniejszych modeli EGM2008 jest modelem typu *conventional tide free geopotential* [7], natomiast JGM-3 — *zero-tide geopotential* [8].



Rys. 1. Schemat tworzenia modelu potencjału Ziemi (oryg. w jęz. ang. [2])

### 3.2. Zmiany deformacyjne

Redukcja efektu deformacji litosfery pod wpływem działania sił pływowych również składa się z trzech kroków [2].

1. Poprawki liczone w dziedzinie czasu ze względu na zmianę długości geocentrycznego wektora wodzącego stacji. Zakłada się w nim nominalne wartości liczby Love'a  $h$  oraz liczby Shidy  $l$ . Poprawki te dzieli się na dwie grupy:
  - deformacje ze względu na pływy II stopnia:

$$\Delta \vec{r} = \frac{GM_K}{GM_Z} \frac{\rho^4}{r_K^3} \left\{ h_2 \hat{r} \left[ \frac{3(\hat{r}_K \cdot \hat{r})^2 - 1}{2} \right] + 3l_2 (\hat{r}_K \cdot \hat{r}) [\hat{r}_K - (\hat{r}_K \cdot \hat{r}) \hat{r}] \right\} + \quad (8)$$

$$+ \frac{GM_S}{GM_Z} \frac{\rho^4}{r_S^3} \left\{ h_2 \hat{r} \left[ \frac{3(\hat{r}_S \cdot \hat{r})^2 - 1}{2} \right] + 3l_2 (\hat{r}_S \cdot \hat{r}) [\hat{r}_S - (\hat{r}_S \cdot \hat{r}) \hat{r}] \right\},$$

gdzie:  $\hat{r}_K, \hat{r}_S$  — wersor wektora łączącego środek masy Ziemi oraz odpowiednio Księżyca i Słońca;

$\hat{r}$  — wektor łączyący środek masy Ziemi oraz stanowisko obserwacyjne;

$h_2$  — nominalna liczba Love'a drugiego stopnia;

$l_2$  — nominalna liczba Shidy drugiego stopnia.

— deformacje ze względu na pływy III stopnia:

$$\Delta \vec{r} = \frac{GM_K \rho^5}{GM_Z r_K^3} \left\{ h_3 \hat{r} (\hat{r}_K \cdot \hat{r})^2 \left[ \frac{5}{2} (\hat{r}_K \cdot \hat{r}) - \frac{3}{2} \right] + l_3 \left[ \frac{15}{2} (\hat{r}_K \cdot \hat{r})^2 - \frac{3}{2} \right] \left[ \hat{r}_K - (\hat{r}_K \cdot \hat{r}) \hat{r} \right] \right\}, \quad (9)$$

gdzie:  $h_3$  — nominalna liczba Love'a trzeciego stopnia;

$l_3$  — nominalna liczba Shidy trzeciego stopnia.

2. Poprawki liczone w dziedzinie częstotliwości ze względu na zależność częstotliwościową wartości liczby Love'a  $h$  oraz liczby Shidy  $l$ . Poprawki te dzieli się na dwie grupy:

— deformacje ze względu na pływy dobowe:

składowa radialna:

$$\delta r = \left[ \delta R_f^{(ip)} \sin(\theta_f + \lambda) + \delta R_f^{(op)} \cos(\theta_f + \lambda) \right] \sin 2\varphi \hat{r} \quad (10)$$

składowa tangencjalna:

$$\delta \vec{t} = \left[ \delta T_f^{(ip)} \cos(\theta_f + \lambda) - \delta T_f^{(op)} \sin(\theta_f + \lambda) \right] \sin \varphi \hat{e} + \left[ \delta T_f^{(ip)} \sin(\theta_f + \lambda) + \delta T_f^{(op)} \cos(\theta_f + \lambda) \right] \cos 2\varphi \hat{n}, \quad (11)$$

gdzie:  $\varphi, \lambda$  — współrzędne geograficzne stanowiska obserwacyjnego;

$\theta_f$  — argument pływowy dla fali o częstotliwości  $f$ ;

$\hat{r}, \hat{e}, \hat{n}$  — wektory łączyący środek masy Ziemi oraz stanowisko obserwacyjne w kierunkach odpowiednio radialnym, wschodnim i zachodnim;

$\delta R_f^{(ip)}, \delta R_f^{(op)}, \delta T_f^{(ip)}, \delta T_f^{(op)}$  — wielkości proporcjonalne do zmian nominalnych liczb Love'a i Shidy dla częstotliwości  $f$  (proste — *in-phase* oraz odwrotne — *out-of-phase*).

— deformacje ze względu na pływy długookresowe:

składowa radialna:

$$\delta r = \left( \delta R_f^{(ip)} \cos \theta_f + \delta R_f^{(op)} \sin \theta_f \right) \left( \frac{3}{2} \sin^2 \varphi - \frac{1}{2} \right) \quad (12)$$

składowa tangencjalna:

$$\delta \vec{t} = (\delta T_f^{(ip)} \cos \theta_f + \delta T_f^{(op)} \sin \theta_f) \sin 2\varphi \hat{n}. \quad (13)$$

3. Poprawka ze względu na deformację stałą:  
składowa radialna:

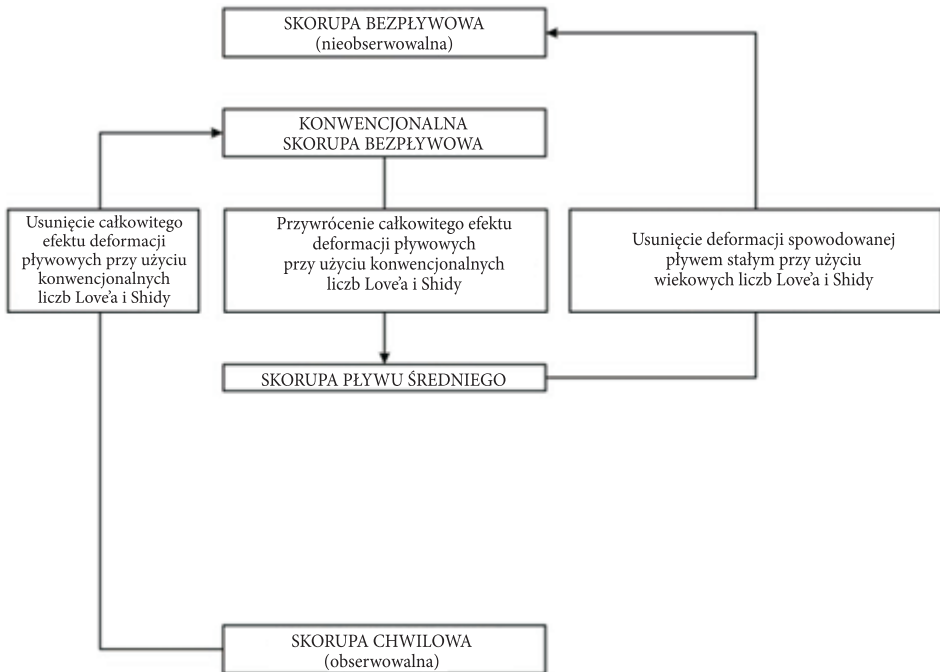
$$\Delta r = \left[ -0,1206 + 0,0001 \left( \frac{3}{2} \sin^2 \varphi - \frac{1}{2} \right) \right] \left( \frac{3}{2} \sin^2 \varphi - \frac{1}{2} \right) \text{ [m]} \quad (14)$$

składowa tangencjalna:

$$\Delta \vec{t} = \left[ -0,0252 + 0,0001 \left( \frac{3}{2} \sin^2 \varphi - \frac{1}{2} \right) \right] \sin 2\varphi \text{ [m]}. \quad (15)$$

Wartość składowej radialnej waha się od  $-12$  cm na biegunach do  $+6$  cm na równiku. Wartość składowej tangencjalnej to maksimum 3 cm.

Na rysunku 2 przedstawiono procedurę tworzenia modelu skorupy ziemskiej w zależności od kolejnych kroków uwzględnienia zjawiska pływowej deformacji

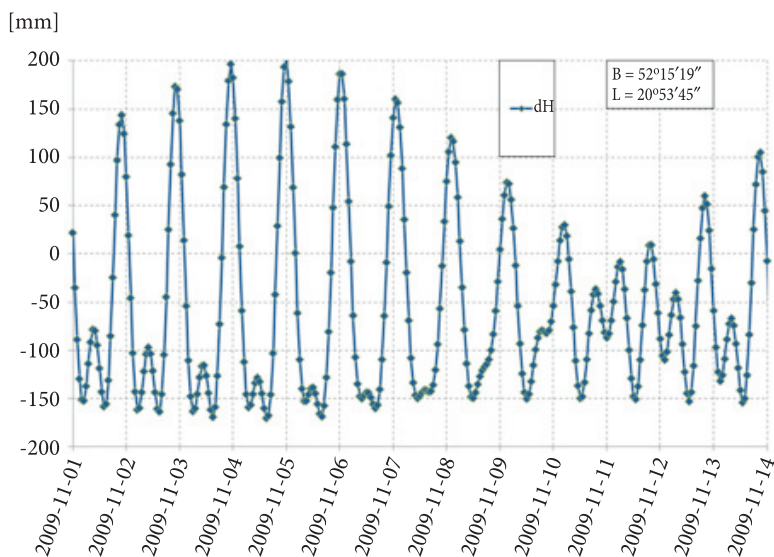


Rys. 2. Schemat tworzenia modelu pływów skorupy ziemskiej (org. w jęz. ang. [2])

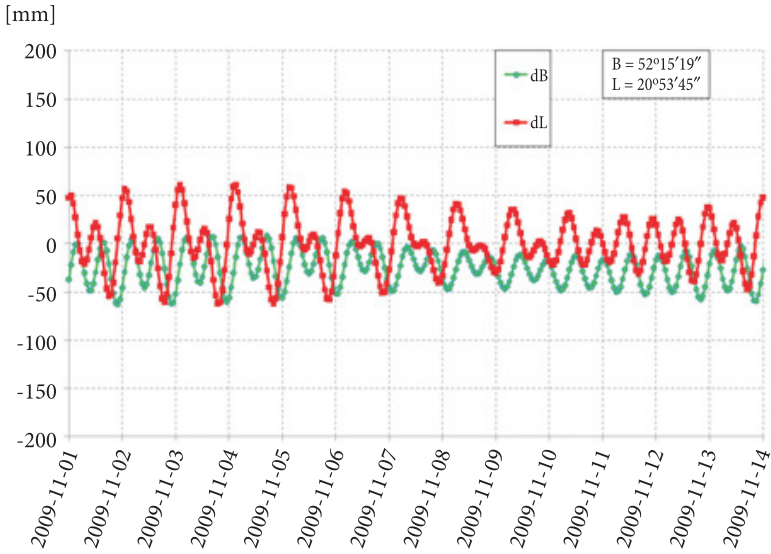
powierzchni litosfery. Warto w tym miejscu nadmienić, że każda kolejna realizacja ziemskiego systemu odniesienia w postaci ITRF (*International Terrestrial Reference Frame*) jest rozwiązaniem typu *conventional tide free crust* tworzonym z wykorzystaniem konwencjonalnych (umownych) liczb Love'a i Shidy.

Jak już zostało wspomniane na początku niniejszego artykułu, zjawisko pływów Ziemi jest największym (pod względem amplitudy) zjawiskiem geodynamicznym wpływającym na wiarygodność i spójność obserwacji wykonywanych na fizycznej powierzchni Ziemi. Amplituda ta zależy od położenia obserwatora. Na rysunkach 3 i 4 przedstawiono wielkości radialnych i horyzontalnych deformacji powierzchni Ziemi dla Warszawy z okresu 14 dni listopada 2009 roku wyliczone programem Eterna w wersji 3,40 [9] przy użyciu rozwinięcia potencjału pływowego HW95 [10].

Można zauważyć, że w naszych szerokościach geograficznych wielkości deformacji radialnych są ponad 4 razy większe niż zmiany w południku miejscowym i ponad 5 od zmian w pierwszym wertykale. Charakter zmian wielkości dB wynika z faktu, iż deklinacja Księżyca nie przekracza wartości +27 stopni, więc „ściąga” on stanowisko obserwacyjne w kierunku równika, podczas gdy wartości dL są równomiernie rozłożone wokół zera, gdyż związane są z okresowym przejściem Księżyca przez południk miejscowy. Na podkreślenie zasługuje również fakt, iż przy obecnej precyzji (sięgającej rzędu pojedynczych milimetrów na stacjach permanentnych) pomiarów kosmicznych zarówno w systemach GNSS (*Global Navigation Satellite Systems*), jak i w obserwacjach VLBI (*Very Long Baseline Interferometry*) czy SLR (*Satellite Laser Ranging*) efekt wynikający ze zmian pływowych jest niezwykle istotny.



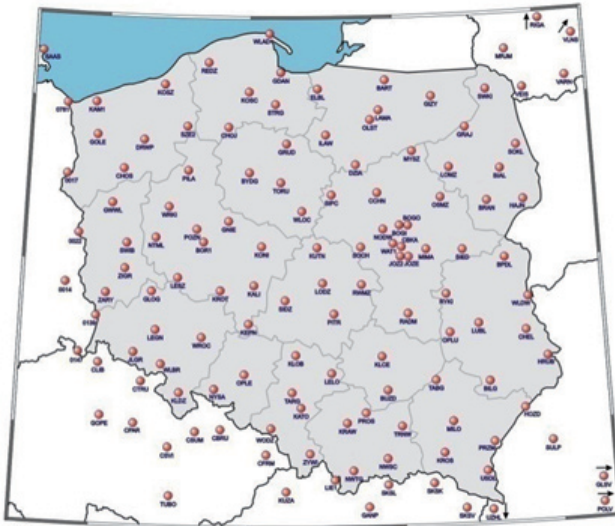
Rys. 3. Wielkość radialnych pływowych deformacji powierzchni Ziemi



Rys. 4. Wielkość horyzontalnych pływowych deformacji powierzchni Ziemi

### 4. Obserwacje

Dane wykorzystane do weryfikacji opisywanego modelu pływowego pochodzą ze stacji systemu ASG-EUPOS. Na podstawie umowy pomiędzy Głównym Geodetą Kraju a Wojskową Akademią Techniczną Centrum Geomatyki Stosowanej posiada



Rys. 5. Sieć punktów opracowana w ramach opisywanych badań

wyłączny dostęp do danych gromadzonych w ramach systemu, przede wszystkim w celu monitorowania i kontroli poprawności otrzymywanych rozwiązań, ale także oceny możliwości zastosowania systemu w badaniach naukowych z dziedziny geodezji i geodynamiki. Sieć stacji, z których obserwacje zostały wykorzystane w niniejszych badaniach, przedstawiono na rysunku 5.

W sumie pozwoliło to na wykonanie opracowania sieci składającej się ze 132 stacji z Polski i krajów sąsiednich (Niemcy, Czechy, Słowacja, Ukraina, Białoruś i Litwa). Cztery stacje zostały przyjęte jako referencyjne (ONSA, METS, POTS and WTZR), 24 z nich to jednocześnie stacje EPN.

## 5. Opracowanie obserwacji

Opracowanie zostało wykonane za pomocą oprogramowania Bernese 5.0 na klastrze komputerowym Fenix stanowiącym centralny system obliczeniowy CGS i zarządzającym zasobami informatycznymi przy użyciu szerokopasmowego łącza internetowego. Jest to maszyna składająca się z 16 węzłów HP rx1620 opartych na dwóch procesorach Intel Itanium 2 o częstotliwości 1,6 GHz i pamięci operacyjnej 32 GB. Dodatkowo system składa się z 2 serwerów dwuprocessorowych oraz 10 serwerów obliczeniowych i administracyjnych. Oprogramowanie Bernese jest zainstalowane na platformie IA-64, kompilacji Intel Fortran 11.1 oraz GNU 95. Dodatkowo wykorzystywane są moduły BPE (*Bernese Processing Engine* — zbiór skryptów *perl* i powłoki systemowej *bash* do automatycznego opracowania obserwacji GPS w Bernese) oraz Super BPE (odmiana rozpraszania zadań na węzłach klastra).

W opracowaniu zastosowano metodę podwójnych różnic z wykorzystaniem kombinacji liniowej częstotliwości niezależnej od wpływu jonosfery (*ionosphere-free linear combination*). Dla stacji, dla których było to możliwe, zastosowano absolutny model centrów fazowych anten. W czasie opracowania suchy składnik modelu Saastamoinena z funkcjami mapującymi Dry-Niell został wykorzystany a priori.

Funkcje mapujące Wet-Niell bez modelu a priori zastosowano do oszacowania wpływu części mokrej troposfery. Ostateczne wyrównanie oparto o kombinację częstotliwości niezależną od jonosfery, a globalny model jonosferyczny CODE (*The Centre for Orbit Determination in Europe*) został użyty w celu zwiększenia liczby rozwiązanych nieoznaczoności fazy w metodach QIF (*Quasi-Iono Free*), L5/L3 oraz L1/L2. W rozwiązaniu wykorzystanym do niniejszego opracowania użyto orbit precyzyjnych i parametrów ruchu obrotowego Ziemi (ERP — *Earth Rotation Parameters*) udostępnionych przez IGS (*International GNSS Service*). Są one dostępne z kilkunastodniowym opóźnieniem, ale zapewniają uzyskanie wyników o bardzo dużej wiarygodności. Metoda wyznaczenia nieoznaczoności fazy zależała od długości linii bazowych pomiędzy poszczególnymi antenami. Dla długich linii bazowych zastosowano metodę QIF z modelem jonosfery CODE, dla linii do 200 km L5/L3, poniżej

20 km — L1/L2. Pływy Ziemi stałej wyeliminowano modelem IERS2003, natomiast oceanu — FES2004. Szczegółowy opis strategii obliczeniowej stosowanej w Lokalnym Centrum Analiz przy Wojskowej Akademii Technicznej (akronim MUT — *Military University of Technology*) znajduje się w publikacji [14].

Standardem opracowania obserwacji GNSS w sieci EPN czy IGS są wyniki w postaci rozwiązań dobowych bądź tygodniowych (długość okna obserwacyjnego). Ponieważ najbardziej energetyczne pasma pływowe to dobowe i półdobowe, więc do niniejszego projektu należało zastosować inną strategię opracowania. Z doświadczeń związanych z analizami pływowymi wynika, iż optymalną rozdzielczością do otrzymania wiarygodnych wyznaczeń parametrów pływowych jest rozdzielczość godzinna [15]. W przypadku tak rozbudowanej sieci zastosowanie godzinnych okien obserwacyjnych jest niemożliwe z uwagi na zbyt dużą liczbę niewyznaczonych nieoznaczoności fazy. Doświadczenia innych autorów wskazują na zastosowanie okna czterogodzinnego [11], aczkolwiek taka metoda wprowadza do obserwacji sztuczną częstotliwość o podwójnym okresie (częstotliwość Nyquista), a zmiany ośmiogodzinne są również zmianami pływowymi, wynikającym z teorii potencjału (zmiany III rzędu). Dlatego też zdecydowano się wprowadzić okno trzygodzinne, nawet pomimo faktu ryzyka otrzymania dużej liczby niewyznaczonych nieoznaczoności, które jednak nie powinny wpływać na otrzymane częstotliwości we współrzędnych wynikowych. Aby otrzymać dane z rozdzielczością godzinną, okno trzygodzinne było przesuwane co godzinę. Istnieje w takim rozwiązaniu duże niebezpieczeństwo zwiększenia zależności korelacyjnych, chociaż zależności te i tak w opracowaniu obserwacji GNSS istnieją zawsze. Autorzy przy estymacji parametrów nie brali pod uwagę problemu szumu obserwacji permanentnych GNSS, który bardziej odpowiada szumowi białemu, niż kolorowemu, jednak problem ten niewątpliwie zasługuje na dalsze wnikliwe analizy.

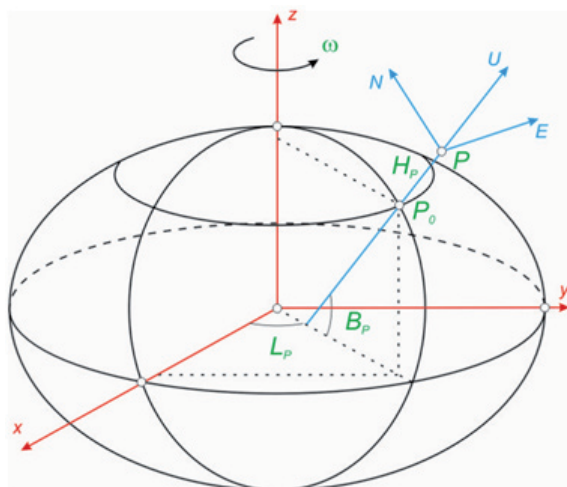
Dane obejmują okres od 8.06.2008 do 9.06.2009. Warto nadmienić, iż opracowanie opisywanej sieci na klastrze komputerowym Fenix zajęło ponad dwa miesiące permanentnych obliczeń.

## 6. Szeregi czasowe

Otrzymane szeregi czasowe to zmiany współrzędnych geocentrycznych ortokartezjańskich w układzie ITRF2005. W celu lepszej interpretacji zjawiska pływów, które jest ściśle związane z miejscem obserwacji na fizycznej powierzchni Ziemi, szeregi te przeliczono do topocentrycznego układu North-East-Up (rys. 6) za pomocą wzoru [12]:

$$\begin{bmatrix} N \\ E \\ U \end{bmatrix} = \mathbf{R}_x \cdot \mathbf{R}_z \cdot \begin{bmatrix} X - \bar{X} \\ Y - \bar{Y} \\ Z - \bar{Z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \sin \bar{B} & \cos \bar{B} \\ 0 & -\cos \bar{B} & \sin \bar{B} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} -\sin \bar{L} & \cos \bar{L} & 0 \\ -\cos \bar{L} & -\sin \bar{L} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} X - \bar{X} \\ Y - \bar{Y} \\ Z - \bar{Z} \end{bmatrix}, \quad (16)$$

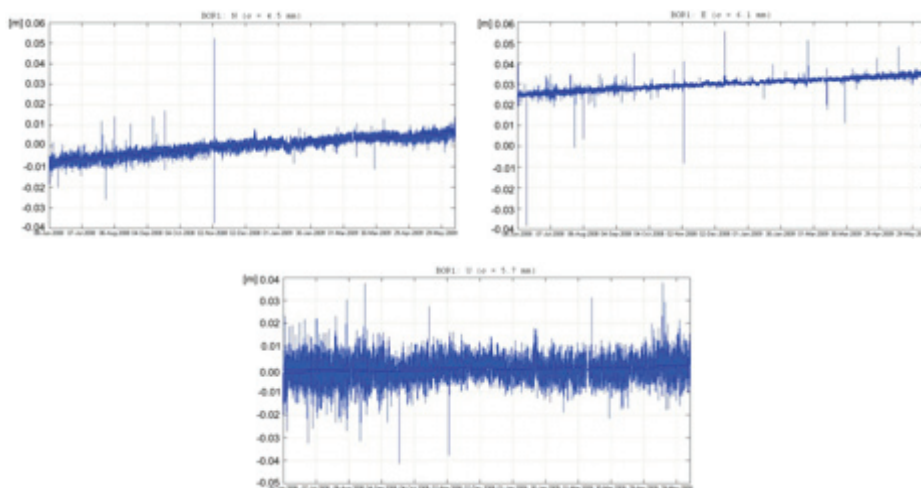
gdzie  $\mathbf{R}_x$  i  $\mathbf{R}_z$  są macierzami obrotów względem odpowiednich osi układu ortokartezjańskiego.



Rys. 6. Układ NEU

Znając wielkość efektów pływowych deformacji litosferycznych, należy sprawdzić spójność wewnętrzną otrzymanych szeregów czasowych. Na rysunku 7 przedstawiono przykładowe przebiegi współrzędnych stacji EPN BOR1. Widać na nim, iż odchylenia standardowe rocznych przebiegów kształtują się na poziomie kilku milimetrów, co może świadczyć o przydatności otrzymanych wyników do dalszych analiz.

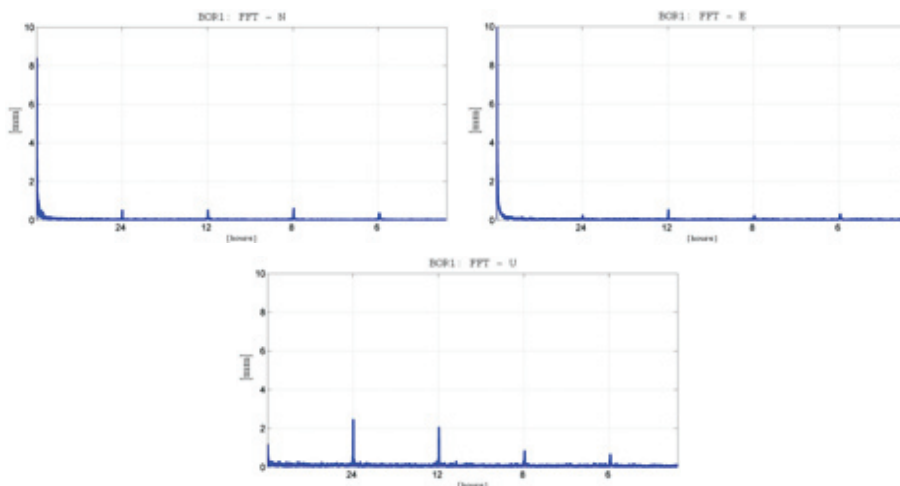
„Oskoki” od trendów widoczne szczególnie we współrzędnej E są prawdopodobnie wynikiem zastosowania krótkiego okna czasowego (3 godziny), w związku z czym modele troposfery i jonosfery użyte w opracowaniu nie pozwalają na wyznaczenie nieoznaczoności fazy w sposób wystarczająco wiarygodny. Należy jednak nadmienić, iż z uwagi na przypadkowość ich występowania nie mają one praktycznie żadnego wpływu na dalsze analizy, których celem będzie wyznaczenie oscylacji pływowych.



Rys. 7. Zmiany współrzędnych N, E oraz U [m] stacji EPN BOR1 (06.2008-06.2009 z rozdzielczością godziną)

## 7. Oscylacje okresowe

Pierwszym etapem sprawdzenia poprawności opracowanej sieci było wyliczenie istniejących w szeregach czasowych oscylacji bez podziału na pływowe i mające inny charakter (np. termiczne). Do tego celu wykorzystano szybką transformację Fouriera (FFT — *Fast Fourier Transform*) i oprogramowanie Matlab<sup>®</sup>. Potwierdziło to występowanie oscylacji w głównych pasmach pływowych (dobowe, półdobowe i ośmiogodzinne) oraz istnienie „sztucznej” oscylacji sześciogodzinnej (rys. 8).



Rys. 8. Oscylacje wykryte w zmianach współrzędnych NEU stacji EPN BOGO

## 8. Oscylacje pływowe

Otrzymane szeregi czasowe są szeregami rezydualnymi, otrzymanymi po wyeliminowaniu z obserwacji modelu pływowego procedurami realizującymi konwencje IERS2003. Analiza pływowa, której wyniki zostaną przedstawione w niniejszym podrozdziale, jest więc analizą pozostałości modelu. Opracowanie to zostało wykonane oprogramowaniem Eterna 3.4 używającym metody Chojnickiego [13]. Opiera się ona na zasadzie najmniejszych kwadratów i założeniu, że pojedyncza obserwacja stanowi podstawę do ułożenia równania poprawki o postaci:

$$v_t = \sum_{i=1}^n R_i \delta_i \cos(\Phi_{it} + \Delta\Phi_i) - P_t - D_t + C, \quad (17)$$

gdzie:  $R$  — amplituda modelowa;

$\delta_i$  — współczynnik amplitudy będący liniową kombinacją liczby Love'a i liczby Shidy zależnych od mechanicznych właściwości litosfery;

$\Phi_{it}$  — faza modelowa;

$\Delta\Phi_i$  — przesunięcie fazowe wynikające z opóźnienia w reakcji lepkiej Ziemi w stosunku do modelu;

$P_t$  — wartość zaobserwowana;

$D_t$  — stan punktu zerowego instrumentu;

$C$  — różnica poziomów odniesienia wartości obserwowanych i teoretycznych.

Na etapie wyrównania obserwacji metodą najmniejszych kwadratów otrzymujemy wartości współczynnika  $\delta_i$  oraz przesunięcia fazowego  $\Delta\Phi_i$  będące w naszym przypadku wielkościami pozwalającymi na zweryfikowanie poprawności zastosowanego do opracowania obserwacji satelitarnych modelu pływowego oraz wartości  $D_t$  i  $C$ , które jednak związane są ze stanem swobodnym instrumentu i wykorzystywane tylko w obserwacjach grawimetrycznych.

Kolejnym istotnym w metodzie Chojnickiego elementem jest sposób grupowania fal pływowych. Polega on na założeniu, że w pewnym określonym paśmie elementarne częstotliwości mają te same wartości współczynnika amplitudy oraz przesunięcia fazowego. Liczba wyodrębnionych w ten sposób fal pływowych zależy ściśle od długości analizowanego szeregu czasowego. Zaproponowany sposób grupowania (tab. 1) jest powszechnie stosowany do opracowania obserwacji gromadzonych na stacjach uczestniczących w grawimetrycznym projekcie GGP (*Global Geodynamical Project*).

Taki sposób grupowania pozwoli na uzyskanie parametrów pływowych (współczynnik amplitudy i przesunięcie fazowe) dla jednej fali długookresowej (czternastodniowa Mf), 10 dobowych (w tym główna pływowa O1), 6 półdobowych (główna M2) oraz fal pseudopływowych M3 i M4. Rok obserwacji godzinnych to

TABELA 1

Sposób grupowania fal pływowych (B. Ducarme, komunikacja elektroniczna, format oryginalny programu Eterna)

	Częst. pocz.	Częst. końc.	$\delta$ a priori	$\Delta\Phi$ a priori	Nazwa	
WAVEGROUPI =	0.000133	0.501369	1.00000	0.000	MF	#ETERNA wavegroup
WAVEGROUPI =	0.721500	0.906315	1.00000	0.000	Q1	#ETERNA wavegroup
WAVEGROUPI =	0.921941	0.940487	1.00000	0.000	O1	#ETERNA wavegroup
WAVEGROUPI =	0.958086	0.974188	1.00000	0.000	M1	#ETERNA wavegroup
WAVEGROUPI =	0.989049	0.998028	1.00000	0.000	P1	#ETERNA wavegroup
WAVEGROUPI =	0.999853	1.000147	1.00000	0.000	S1	#ETERNA wavegroup
WAVEGROUPI =	1.001825	1.003651	1.00000	0.000	K1	#ETERNA wavegroup
WAVEGROUPI =	1.005329	1.005623	1.00000	0.000	PSI1	#ETERNA wavegroup
WAVEGROUPI =	1.007595	1.011099	1.00000	0.000	PHI1	#ETERNA wavegroup
WAVEGROUPI =	1.013689	1.044800	1.00000	0.000	J1	#ETERNA wavegroup
WAVEGROUPI =	1.064841	1.216397	1.00000	0.000	OO1	#ETERNA wavegroup
WAVEGROUPI =	1.719381	1.872142	1.00000	0.000	2N2	#ETERNA wavegroup
WAVEGROUPI =	1.888387	1.906462	1.00000	0.000	N2	#ETERNA wavegroup
WAVEGROUPI =	1.923766	1.942753	1.00000	0.000	M2	#ETERNA wavegroup
WAVEGROUPI =	1.958233	1.976926	1.00000	0.000	L2	#ETERNA wavegroup
WAVEGROUPI =	1.991787	2.002885	1.00000	0.000	S2	#ETERNA wavegroup
WAVEGROUPI =	2.003032	2.182843	1.00000	0.000	K2	#ETERNA wavegroup
WAVEGROUPI =	2.753244	3.081254	1.00000	0.000	M3	#ETERNA wavegroup
WAVEGROUPI =	3.791964	3.937897	1.00000	0.000	M4	#ETERNA wavegroup

minimalny okres, w którym możliwe jest rozdzielenie dobowych i półdobowych fal okołoczęstotliwościowych (P1, S1 i K1 oraz S2 i K2), a także wyodrębnienie informacji o fali PSI1, która jest wynikiem istnienia czysto dynamicznego zjawiska nutacji swobodnej jądra Ziemi.

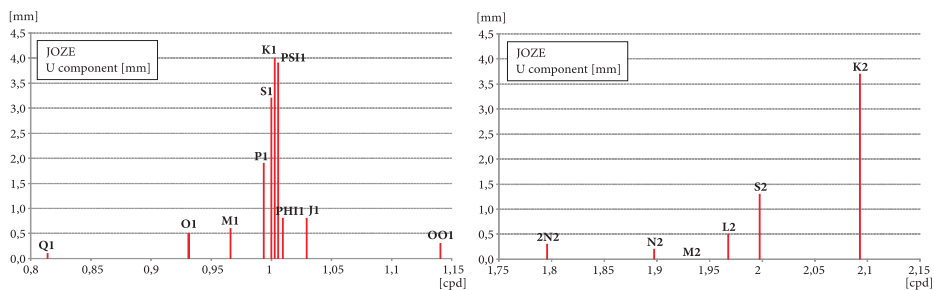
W ramach niniejszego opracowania autorzy ograniczyli się tylko do analizy pływowej zmian wysokości, gdyż wstępne badanie metodą FFT pokazało, że w tej składowej możemy jedynie zaobserwować efekty, o których jednoznacznie można powiedzieć, iż są znaczące w porównaniu do otrzymanej precyzji wyników. Tabela 2 przedstawia wyniki analizy pływowej (amplituda i przesunięcie fazowe) programem Eterna 3.4 zmian współrzędnej U stacji JOZE i BOGO. Zostały one wybrane z dwóch powodów: znajdują się blisko siebie, więc parametry opisujące własności mechaniczne lepko-sprężystej Ziemi nie powinny się znacznie różnić, obie znajdują się na betonowych słupach, więc nie powinno być żadnych wątpliwości co do stabilności ich posadowienia. Na rysunkach 9-10 przedstawiono wykresy wielkości energii w poszczególnych pasmach częstotliwościowych.

TABELA 2

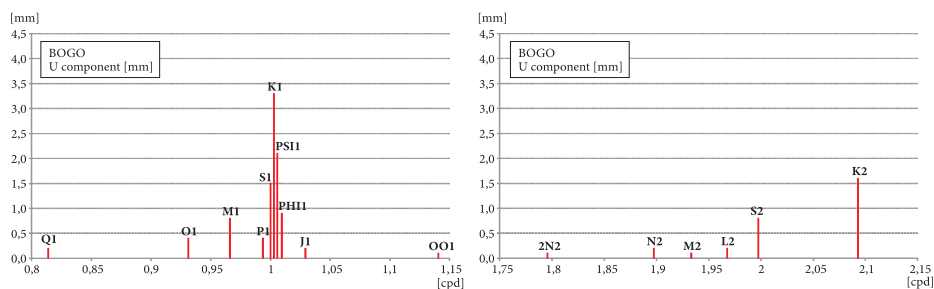
## Wyniki analizy pływowej składowej U

Nazwa	JOZE				BOGO			
	Amplituda [mm]	Odch. st. [mm]	Faza [°]	Odch. st. [°]	Amplituda [mm]	Odch. st. [mm]	Faza [°]	Odch. st. [°]
MF	0,4	0,2	146,5	26,4	0,6	0,1	199,1	8,7
Q1	0,1	0,2	258,0	85,1	0,2	0,1	336,3	42,2
O1	0,5	0,2	210,5	24,7	0,4	0,1	155,5	18,5
M1	0,6	0,4	239,9	35,1	0,8	0,2	9,8	13,5
P1	1,9	0,3	196,7	7,6	0,4	0,1	213,9	18,9
S1	3,2	0,4	80,1	6,6	1,5	0,2	328,5	7,7
K1	4,0	0,2	301,5	3,3	3,3	0,1	176,9	2,1
PSI1	3,9	0,2	261,8	3,5	2,1	0,1	137,7	3,5
PHI1	0,8	0,3	80,0	19,5	0,9	0,1	14,4	8,9
J1	0,8	0,2	250,4	15,9	0,2	0,1	120,7	41,8
OO1	0,3	0,2	318,8	28,9	0,1	0,1	102,9	38,3
2N2	0,3	0,2	160,8	40,5	0,1	0,1	181,2	89,1
N2	0,2	0,2	35,3	60,3	0,2	0,1	329,7	32,4
M2	0,0	0,3	178,4	315,2	0,1	0,1	52,7	56,6
L2	0,5	0,2	11,2	24,8	0,2	0,1	211,0	47,5
S2	1,3	0,2	314,0	10,8	0,8	0,1	53,9	9,6
K2	3,7	0,2	246,6	3,2	1,6	0,1	330,2	4,0
M3	0,1	0,2	306,9	111,5	0,1	0,1	146,7	63,2

Amplitudy zmian deformacji radialnych dla poszczególnych częstotliwości są wielkościami rzędu pojedynczych milimetrów. Wielkości ich odchyżeń standardowych (wynik opracowania pływowego metodą najmniejszych kwadratów) pokazują, że zostały one wyznaczone w sposób wiarygodny. W tabeli 2 możemy zauważyć, iż dużą rozbieżnością i odchyleniem standardowym charakteryzują się zmiany fazy, chociaż tylko dla fal, których amplituda jest bliska zeru. Wynika to z faktu, iż gdy dla danej fali amplituda jest równa zeru, to mówimy o tzw. punkcie amfidromicznym, w którym faza jest niemożliwa do określenia („krąży” wokół punktu). Faza fal o stosunkowo dużej amplitudzie zachowuje się stabilnie.



Rys. 9. Dobowe (lewa strona) i półdobowe (prawa strona) zmiany pływowe w składowej U dla stacji JOZE



Rys. nr 10. Dobowe (prawa strona) i półdobowe (lewa strona) zmiany pływowe w składowej U [mm] dla stacji BOGO

Wielkości szumów obserwacyjnych dla poszczególnych składowych częstotliwościowych i wielkość szumu białego zestawione są w tabeli 3.

TABELA 3

Zestawienie szumów obserwacji GNSS w częstotliwościach pływowych

Częstotliwość [cpd]	BOGO [mm]	JOZE [mm]
0,1	0,3	0,8
1,0	0,2	0,5
2,0	0,2	0,7
3,0	0,2	0,5
4,0	0,3	0,6
szum biały	0,2	0,3

Autorzy spodziewali się, że oscylacje dobowe i półdobowe związane są z oddziaływaniami termicznymi, jednak z analiz wykresów przedstawionych na rysunkach

9-10 wynika, iż dominujące efekty pojawiają się w częstotliwościach związanych z falami K1 i K2, czyli czysto pływowymi efektami. Istnienie tych fal w wynikach opracowania obserwacji GNSS miałyby uzasadnienie, ponieważ te efekty są bardzo trudne do modelowania. Jednocześnie należy zauważyć, iż częstotliwość obiegu satelitów GPS jest związana z dobą gwiazdową, czyli bardzo blisko fali K1. Weryfikacja na podstawie obserwacji GLONASS mogłaby dać odpowiedź na pytanie, czy ma to jakiś związek z pojawieniem się tej oscylacji we współrzędnych. Nie zauważono natomiast żadnych oscylacji w głównych częstotliwościach pływowych O1 i M2. One z kolei są bardzo łatwe do modelowania i jak widać weryfikowany w niniejszym opracowaniu model z łatwością sobie z nimi poradził.

Istotny jest fakt, że na etapie opracowania obserwacji GNSS uwzględniono model pływów oceanicznych, gdyż interakcja pomiędzy pływami oceanicznymi a pływami Ziemi stałej w postaci efektów pośrednich jest bardzo widoczna (szczególnie w częstotliwości M2). Brak w opracowaniu modelu pływów atmosfery pokazuje, iż wpływ tego efektu na zmiany deformacyjne jest zaniedbywany.

Otwarte pozostaje pytanie, czy otrzymana spójność wewnętrzna szeregów czasowych współrzędnych geodezyjnych pozwala na weryfikację tak niewielkich (milimetrowych) różnic pomiędzy modelem a obserwacjami.

## 9. Podsumowanie i wnioski

Efekt pływów Ziemi w obserwacjach geodezyjnych wymaga tworzenia precyzyjnych modeli opartych nie tylko na solidnych założeniach teoretycznych, ale również na wprowadzaniu do modelu współczynników geodezyjnych uwzględniających strukturę mechaniczną powierzchni litosfery w miejscu, gdzie wykonujemy obserwacje.

Opisywana przez autorów idea jest bardzo popularną formą korekcji modeli teoretycznych za pomocą tzw. współczynników geodezyjnych, czyli wielkości weryfikowanych na podstawie obserwacji w celu stworzenia modelu po części empirycznego. Otrzymane rozbieżności pomiędzy modelem IERS2003 a wynikami analizy pływowej potwierdzają, iż model ten wymaga drobnych korekcji, na poziomie dokładności wyznaczeń geodezyjnych. Z matematycznych zależności wynika bowiem, iż w przypadku gdy model matematyczny nie wpisuje się dobrze w opisywaną przez niego rzeczywistość, będziemy obserwować efekt przeciekania energii (ang. *leakage effect*). Forma wprowadzenia tych poprawek dla poszczególnych stacji wymaga dalszych badań i dyskusji.

Otrzymany materiał stanowi świetną podstawę do badań zmian przestrzennych opisywanych parametrów i korelacji ich zmian np. z budową litosfery na terenie Polski, szczególnie w kontekście jej położenia na granicy platform (strefa Teisseyre'a-Tornquista).

Zastanawiającym faktem od strony interpretacji otrzymanych wyników jest istnienie w obserwacjach fali K1. Może to być powodowane przez duże zależności modulacyjne (od fal S1 i P1), innym wytłumaczeniem mogłoby również być niedostatecznie dokładne modelowanie nutacji, a w szczególności efektów rezonansowych jądra Ziemi.

Opracowana metoda jest uniwersalna i może zostać zastosowana do wyników opracowań obserwacji z każdego systemu nawigacyjnego, takiego jak GLONASS czy Galileo.

W zaproponowanym przez autorów rozwiązaniu istnieją duże zależności sieciowe wynikające ze wspólnego rozwiązania wielu stacji w jednym opracowaniu oraz istnieje ryzyko występowania sztucznych częstotliwości (Nyquista), niezwiązanych z efektami rzeczywistymi.

Dużo lepsze możliwości weryfikacji zarówno opisywanego modelu, jak i wielu innych użytych w opracowaniu obserwacji GNSS może przynieść metoda PPP (*Precise Point Positioning*), jednak w chwili obecnej jej dokładność (kilkanaście centymetrów) jest niewystarczająca do opisywanych zastosowań.

Artykuł wpłynął do redakcji 14.07.2009 r. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano w sierpniu 2010 r.

#### LITERATURA

- [1] G. BEUTLER, H. BOCK, E. BROCKMANN, R. DACH, P. FRIDEZ, W. GURTNER, H. HABRICH, U. HUGENTOBLE, D. INEICHEN, A. JAEGGI, M. MEINDL, L. MERVART, M. ROTHACHER, S. SCHAER, R. SCHMID, T. SPRINGER, P. STEIGENBERGER, D. SVEHLA, D. THALLER, C. URSCHL, R. WEBER, *Bernese GPS software version 5.0*, Astronomical Institute, University of Bern, 2006.
- [2] D. D. MCCARTHY, G. PETIT, *IERS Conventions (2003)*, IERS technical Note, 32, Verlag des Bundesamts fuer Kartographie und Geodaesie, Farnkfurt am Main, 2004.
- [3] K. CZARNECKI, *Geodezja współczesna w zarysie*, Wydawnictwo Wiedza i Życie, Warszawa, 1993.
- [4] P. MELCHIOR, *The Tides of the Planet Earth*, Pergamon Press, 1983.
- [5] M. KACZOROWSKI, *Deformacje Ziemi wywołane pływami (indirect effect) i wyznaczenie ich dla obszaru Polski*, rozprawa doktorska, Warszawa, 1988.
- [6] J. BOGUSZ, *Badanie wpływu atmosfery na wyniki obserwacji grawimetrycznych pływów ziemskich*, rozprawa doktorska, Warszawa, 2000.
- [7] N. K. PAVLIS, S. A. HOLMES, S. C. KENYON, D. SCHMIDT, R. TRIMMER, *A preliminary gravitational model to degree 2160*, [in:] Gravity, Geoid and Space Missions, C. Jekeli, L. Bastos, J. Fernandes (eds.), IAG Symposia, 129, Springer-Verlag, Berlin, Germany, 2005.
- [8] B. D. TAPLEY, M. M. WATKINS, J. C. RIES, G. W. DAVIS, R. J. EANES, S. R. POOLE, H. J. RIM, B. E. SCHUTZ, C. K. SHUM, R. S. NEREM, F. J. LERCH, J. A. MARSHALL, S. M. KLOSKO, N. K. PAVLIS, R. G. WILLIAMSON, *The Joint Gravity Model 3*, J. Geophys. Res, 101, 1996, 28029-28049.
- [9] H.-G. WENZEL, *The nanogal software: Earth tide processing package ETERNA 3.30*, Bulletin d'Information des Marées Terrestres (BIM), Bruxelles, 124, 1996, 9425-9439.

- [10] T. HARTMAN, H.-G. WENZEL, *Catalogue HW95 of the tide generating potential*, Marees Terrestres Bulletin d'Informations (BIM), Bruxelles, 123, 1995, 9278-9301.
- [11] M. HRČKA, J. HEFTY, *Diurnal and semi-diurnal coordinate variations observed in European permanent GPS Network: deterministic and stochastic constituents*, Geophysics and Geodesy, special issue, 2006, 7-16.
- [12] J. HEFTY, L. HUSAR, *Satellite Geodesy: Global Positioning System*, Bratislava, Slovak University of Technology, 2003, 186.
- [13] T. CHOJNICKI, *Wyznaczenie parametrów pływowych przez wyrównanie obserwacji metodą najmniejszych kwadratów*, Geodezja i Kartografia, 20, 3, 1970.
- [14] M. FIGURSKI, P. KAMINSKI, K. KROSCZYNSKI, K. SZAFRANEK, *ASG-EUPOS monitoring with reference to EPN*, EUREF 2009 Proceedings — Submitted to Bulletin of Geodesy and Geomatics, 2009.
- [15] B. DUCARME, L. VANDERCOILDEN, A. P. VENEDIKOV, *Estimation of the precision by the tidal analysis programs ETERNA and VAV*, Marees Terrestres Bulletin D'Informations (BIM), 141, 2005, 11189-11200.

J. BOGUSZ, M. FIGURSKI

### Geodetic corrections of IERS2003 tidal deformational model

**Abstract.** Present article contains the analysis of the possibility of introducing geodetic corrections to the IERS2003 tidal model. It is the model of the Earth's lithosphere tidal deformations used in the Bernese software. The authors present the method of precise GNSS observations, processing in short-time intervals, which was worked out at the Centre of Applied Geomatics, Military University of Technology. As the data, the geodetic time-series (geocentric coordinates) obtained from satellite observations collected at the ASG-EUPOS sites were used. The tidal analysis based on the least squares method confirmed, that the model based on mathematical parameters requires the implementation of geodetic coefficients, particularly in frequencies which are difficult to be modelled such as K1, K2 or PS11. In these frequencies, the residuals of satellite observations' analyses confirmed existence of the differences reached several millimetres. The results of this research state the ideal base for further investigations of spatial distribution of tidal deformational parameters and their correlation to the lithosphere's properties.

**Keywords:** Earth tides, GNSS, geodetic time series

**Universal Decimal Classification:** 528.8



## CONTENTS

<i>K. Barcz, W. A. Trzciński</i> — Thermobaric and enhanced blast explosives .....	7
<i>W. A. Trzciński</i> — Modelling of a process of deflagration-to-detonation transition in condensed explosives .....	41
<i>M. Nita, S. Cudziło, M. Celiński</i> — New primary explosive — chlorate(VII) $\mu$ -4-amino-1,2,4-triazol- $\mu$ -dichlorocopper(II) .....	61
<i>S. Gryś, W. A. Trzciński</i> — Thermodynamic modelling of processes of combustion, explosion, and detonation of non-ideal high energetic systems .....	71
<i>J. Walentyłowicz</i> — Investigation of injection and combustion processes in diesel engine supply rapeseed fuel .....	119
<i>T. Dziubak</i> — Experimental research of air two-stage paper filter of special vehicle engine .....	129
<i>J. Pszczółkowski</i> — Factors determining creation of air-fuel mixture and its autoignition during self-ignition engine starting .....	149
<i>S. Kachel, A. Kozakiewicz</i> — Practical usage of CAD/CAM/CAE GRIP language system for aircraft parametric modelling with reverse engineering methods .....	171
<i>A. Kozakiewicz</i> — Jet turbine engine and by-pass turbojet in combat aircrafts .....	201
<i>A. Morka, B. Jackowska</i> — A cylinder impact on rigid wall as an example of numerical optimization analysis .....	219
<i>W. Kaczmarek, M. Misiejuk</i> — Using UDP protocol for configuration of palletization process of packets for Kawasaki industrial robots .....	237
<i>W. Kaczmarek, B. Motyka</i> — Project of application supporting configuration of palletization process of packets for Kawasaki industrial robots — user's interface .....	253
<i>S. Szajnar</i> — Introduction to readiness state assessment and reliability of ejection seat used for pilot life rescue .....	267
<i>M. Kastek, R. Dulski, P. Trzaskawka</i> — Electro-optical passive sniper detection — conception and system overview .....	277
<i>Z. Tarapata</i> — A parallel decomposition algorithm for shortest path problem in large-size mesh networks .....	295
<i>A. J. Panas, J. Terpiłowski, T. Majewski</i> — Investigation and complex analysis of 90W-7Ni-3Fe sintered alloy thermophysical properties .....	307
<i>T. Sosnowski, H. Madura, M. Kastek</i> — Location, classification and identification of helicopters, tanks and armoured personnel carriers by analysis of its acoustic signals .....	329
<i>M. Kloske, S. J. Kłosowicz</i> — Modern battlefield and new materials for eyes protection .....	355
<i>M. M. Chrzanowski, J. Zieliński, E. Nowinowski-Kruszelnicki, M. Olifierczuk</i> — Photoalignment — an alternative aligning technique for fast liquid crystal shutter .....	375

<i>M. Kaliszewski, M. Włodarski, R. Lewandowski, M. Kwaśny, K. Koczyński, E. A. Trafny, M. Szpakowska, M. Mularczyk-Oliwa</i> — Determination of parameters of bacterial aerosol for measurement with UVAPS device .....	395
<i>M. Wawryszczuk</i> — A method of assigning coordinates of IEEE 802.15.4 wireless sensor network .....	407
<i>J. Bogusz, M. Figurski</i> — Geodetic corrections of IERS2003 tidal deformational model .....	421