NAUKA DLA OBRONNOŚCI I ŚRODOWISKA

TOM 1

pod redakcją: **TOMASZA ŁODYGOWSKIEGO**
MICHAŁA CIAŁKOWSKIEGO
ANDRZEJA ŻYLUKA

WYDAWNICTWO INSTYTUTU TECHNICZNEGO WOJSK LOTNICZYCH

WARSZAWA 2020

RECENZENCI
prof. dr hab. inż. Andrzej FRĄCKOWIAK
prof. dr hab. inż. Krzysztof SIBILSKI
gen. dyw. (rez.) dr hab. inż. pil. Leszek CWOJDZIŃSKI
dr hab. inż. Agnieszka WRÓBLEWSKA, prof. PP
płk dr hab. inż. Mariusz ZIEJA, prof. ITWL

KOMITET REDAKCYJNY
prof. dr hab. inż. dr h. c. Tomasz ŁODYGOWSKI – przewodniczący
prof. dr hab. inż. dr h. c. Michał CIAŁKOWSKI
prof. dr hab. inż. Andrzej ŻYLUK
dr inż. Łukasz SEMKŁO

PROJEKT OKŁADKI
Tomasz GROCHOWSKI

Utwór w całości ani we fragmentach nie może być powielany ani rozpowszechniany za pomocą urządzeń elektronicznych, mechanicznych, kopiujących, nagrywających i innych, w tym nie może być umieszczany ani rozpowszechniany w Internecie bez pisemnej zgody posiadacza praw autorskich

© Copyright by Wydawnictwo Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, wyd. I, 2020 r.

ISBN (druk) 978-83-61021-90-2
ISBN (PDF, tom 1) 978-83-61021-03-2

WYDAWNICTWO INSTYTUTU TECHNICZNEGO WOJSK LOTNICZYCH
01-494 Warszawa 46, skr. poczt. 96, ul. Księcia Bolesława 6
Drukowano w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych

Komitet Sterujący

prof. dr hab. inż. dr h. c. Tomasz ŁODYGOWSKI
Przewodniczący, Rektor Politechniki Poznańskiej
prof. dr hab. dr h. c. Mihaylo ZGUROVSKY
Rektor Politechniki Kijowskiej
gen. bryg. prof. dr hab. inż. Tadeusz SZCZUREK, prof. WAT
Wiceprzewodniczący, Rektor-Komendant Wojskowej Akademii Technicznej

Komitet Honorowy

Michał JACH
Przewodniczący Sejmowej Komisji Obrony Narodowej
gen. Jarosław MIKA
Dowódca Generalny Rodzajów Sił Zbrojnych
Marek WOŹNIAK
Marszałek Województwa Wielkopolskiego
Łukasz MIKOŁAJCZYK
Wojewoda Wielkopolski
prof. dr hab. inż. Jan SZMIDT
Przewodniczący Konferencji Rektorów Akademickich Szkół Polskich
gen. dyw. Wiesław KUKUŁA
Dowódca Wojsk Obrony Terytorialnej
gen. dyw. pil. Jacek PSZCZOŁA
Inspektor Sił Powietrznych
Roman IGNASIAK
Dyrektor Biura Projektów Lotniczych Polskiej Grupy Zbrojeniowej
gen. bryg. pil. Ireneusz NOWAK
Dowódca 2. Skrzydła Lotnictwa Taktycznego
nadinsp. Piotr MĄKA
Komendant Wojewódzki Policji w Poznaniu
Leszek WALCZAK
Prezes Wojskowych Zakładów Lotniczych nr 2 w Bydgoszczy
płk pil. dr inż. Antoni MILKIEWICZ
Ekspert lotniczy, b. główny inżynier wojsk lotniczych
płk Janusz ZAWIŚLAK
Ekspert lotniczy, b. główny inżynier wojsk lotniczych

Komitet Naukowy

prof. dr hab. inż. czł. koresp. PAN Teofil JESIONOWSKI, Rektor elekt
Prorektor ds. edukacji ustawicznej Politechniki Poznańskiej

prof. dr hab. inż. Zbigniew KORUBA, Rektor elekt
Prorektor, Katedra Technik Komputerowych i Uzbrojenia Politechniki Świętokrzyskiej
dr hab. inż. Stanisław KACHEL, prof. WAT
Dziekan Wydziału Mechatroniki i Lotnictwa Wojskowej Akademii Technicznej
prof. dr hab. inż. Tomasz MRÓZ
Dziekan Wydziału Inżynierii Środowiska i Energetyki Politechniki Poznańskiej
prof. dr hab. inż. Franciszek TOMASZEWSKI
Dziekan Wydziału Inżynierii Lądowej i Transportu Politechniki Poznańskiej
prof. dr hab. inż. Marek IDZIOR
Dziekan (senior) Wydziału Maszyn Roboczych i Transportu Politechniki Poznańskiej
prof. dr hab. inż. czł. koresp. PAN Krzysztof KOZŁOWSKI
Dyrektor Instytutu Automatyki i Robotyki Politechniki Poznańskiej
prof. dr hab. inż. Aleksander OLEJNIK
Dyrektor Instytutu Techniki Lotniczej Wojskowej Akademii Technicznej
dr hab. inż. Mirosław KOWALSKI, prof. ITWL
Dyrektor Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych
gen. broni pil. dr inż. Tadeusz MIKUTEL
I Zastępca Szefa Sztabu Generalnego
prof. dr hab. inż. Andrzej ŻYLUK
Zastępca Dyrektora Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych
prof. dr hab. inż. Roman DOMAŃSKI
Instytut Lotnictwa – Sieć Badawcza Łukasiewicz
prof. dr hab. inż. Krzysztof SIBILSKI
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Komitet Organizacyjny

prof. dr hab. inż. dr h. c. Michał CIAŁKOWSKI
Przewodniczący
gen. dyw. (rez). pil. dr hab. inż. Leszek CWOJDZIŃSKI
Wiceprzewodniczący
dr hab. inż. Agnieszka WRÓBLEWSKA, prof. PP
Sekretarz
prof. dr hab. inż. Andrzej FRĄCKOWIAK
dr inż. Łukasz SEMKŁO
ppłk dr inż. Mariusz WESOŁOWSKI
dr Hanna DZIDO
mgr inż. Anita LINKA
inż. Patrycja KROCZEK

SŁOWO WSTĘPNE

Postęp technologiczny jest integralnie związany z rozwojem badań naukowych, które w głównej mierze prowadzone są w uniwersytetach tak humanistycznych, jak i technicznych. Poziom obronności w życiu każdego narodu jest odzwierciedleniem jego potencjału naukowego i gospodarczego. Organizowana przez naszą uczelnię konferencja ma na celu zgromadzenie w jednym miejscu przedstawicieli nauki, wojskowości i przemysłu, co stanowi znakomitą okazję do wymiany doświadczeń, zainicjowania nowych kontaktów, a ponadto zacieśnienia już istniejących.

Zaprezentowane w niniejszej książce recenzowane prace, pochodzące z różnych obszarów nauki, łączy wspólny tytuł: *Nauka dla obronności i środowiska,* co znalazło swe odbicie w organizacji tego przedsięwzięcia naukowego wspólnie z Instytutem Technicznym Wojsk Lotniczych w Warszawie i Wojskowymi Zakładami Lotniczymi Nr 2 S.A. w Bydgoszczy. Jestem przekonany, że spotkanie to pozwoli nie tylko na wzajemne poznanie się, lecz przede wszystkim na wyznaczenie nowych wspólnych kierunków badań.

Prof. dr hab. inż. dr h. c. Tomasz Łodygowski
Rektor Politechniki Poznańskiej

SPIS TREŚCI

Emil AUGUSTYN
Zarządzanie ryzykiem zagrożeń w lotnictwie Sił Zbrojnych RP – dekada doświadczeń 1

Alicja BAŁUT, Rafał BRODZIAK, Jędrzej BYLKA, Agnieszka SZUSTER-JANIACZYK
Wybrane aspekty bezpieczeństwa systemów zaopatrzenia w wodę 13

Łukasz BRODZIK
Analiza termiczna elastycznej powłoki ceramicznej 21

Łukasz BRODZIK
Analiza termiczna sztywnej płyty ceramicznej 27

Tomasz CHUKOWSKI, Marcin KICIŃSKI
Propozycja koncepcji modelu systemu eksploatacji pojazdów w Bazie Lotnictwa Taktycznego 33

Tomasz CHUKOWSKI, Marcin KICIŃSKI
Model systemu eksploatacji pojazdów – analiza przypadku Bazy Lotnictwa Taktycznego 43

Michał CIAŁKOWSKI, Aleksander OLEJNIK, Andrzej FRĄCKOWIAK, Agnieszka WRÓBLEWSKA, Antonina Maria LESZCZYŃSKA
Wpływ grubości warstwy ceramicznej na rozkład temperatury w przegrodzie dwuwarstwowej metal–ceramika 51

Krzysztof CUR, Wojciech WRÓBLEWSKI
System odzyskiwania izolowanego personelu w metodzie użycia lotnictwa Sił Zbrojnych RP w działaniach połączonych w przyszłych konfliktach o charakterze militarnym i niemilitarnym 65

Leszek CWOJDZIŃSKI, Hanna DZIDO
Perspektywy rozwoju i użycia bezzałogowych systemów powietrznych w siłach zbrojnych 75

Leszek CWOJDZIŃSKI, Eryk KŁOPOTOWSKI
Samolot a środowisko. Zmiany w konstrukcji statków powietrznych wymuszone ograniczeniami środowiskowymi 91

Paweł CZYŻEWSKI, Rafał ŚLEFARSKI, Judyta PASZKOWSKA
Wojskowy system generacji energii elektrycznej oraz ciepła oparty na technologii zgazowania 111

Hanna DZIDO
Utrzymanie zdolności operacyjnej portów lotniczych w sytuacji zagrożenia epidemicznego, analiza ryzyka jako niezbędny element zapewnienia bezpieczeństwa 121

Jan DZIEDZIC
Siły zbrojne – organizacja procesowa 135

Michał GOŁĘBIEWSKI, Rafał GORAJ
Analiza systemów zasilani obiektów strategicznych 147

Maciej HAŁUPKA, Jędrzej MOSIĘŻNY
Projekt i analiza CFD spadochronu do rakiety sondażowej 161

Wiktor HOFFMANN
Transoniczny tunel aerodynamiczny w konfiguracji tuby Ludwiega 179

Wiktor HOFFMANN, Mariusz ŻOKOWSKI
Optymalizacja aeroakustyki śmigła z wykorzystaniem algorytmów genetycznych 185

Juliusz HUBER, Przemysław DAROSZEWSKI, Angelika WESOŁEK, Paulina JANKOWIAK
Ocena stanu czynnościowego układów mięśniowego i nerwowego u pilotów myśliwców wysokomanewrowych 201

Roman IGNASIAK
Oczekiwania przemysłu wobec ośrodków naukowo-badawczych na przykładzie spółek domeny lotniczej Polskiej Grupy Zbrojeniowej 213

Mirosław JAKUBOWSKI
Lotnictwo transportowe Sił Zbrojnych RP w operacjach pomocy humanitarnej 227

Paweł JANUSIAK, Dominika KAJETOWSKA, Bartosz ZIEGLER
Ograniczanie emisji cieplnej i akustycznej podczas testów silnika rakietowego w środowisku miejskim 245

Patryk JEDLIKOWSKI, Tomasz KRAKOWSKI, Jędrzej MOSIĘŻNY
Wpływ nieortogonalności siatki na rozwiązanie laminarnych i turbulentnych warstw przyściennych 257

Damian JOACHIMIAK, Magda JOACHIMIAK
Analiza dokładności pomiarowej stanowiska do badań uszczelnień labiryntowych ... 273

Magda JOACHIMIAK, Damian JOACHIMIAK, Michał CIAŁKOWSKI
Zastosowanie zagadnień odwrotnych do analizy nagrzewania w procesie obróbki cieplno-chemicznej 283

Marian JÓSKO, Jakub KOWALCZYK, Ryszard MAŃCZAK, Dariusz ULBRICH
Badania właściwości metalizowanych dzianin wojskowych dla kamuflażu wielozakresowego 291

Marian JÓSKO, Wiesław ZWIERZYCKI, Leszek FOLTYNOWICZ, Daniel WIECZOREK
Metalizacja dzianin przeznaczonych do wojskowego kamuflażu wielozakresowego 305

Marcin KICIŃSKI, Edyta JANEBA-BARTOSZEWICZ, Rafał ZADENCKI
Niesprawności instalacji paliwowej i hydrazyny samolotów F-16 Block 52+ – analiza ilościowa 323

Zbyszko KLOCKIEWICZ, Grzegorz ŚLASKI
Analiza możliwości zwiększenia prędkości jazdy po nawierzchniach gorszej jakości przy zastosowaniu zmiennych parametrów sztywności i tłumienia zawieszenia 331

Zdzisław KOBOS, Ryszard BIENIEK, Maciej PRZYBYLSKI
Praca zmianowa w lotnictwie i jej konsekwencje dla funkcjonowania zawodowego 349

Zdzisław KOBOS, Justyna SKRZYŃSKA-RĘKAWEK
Specyfika selekcji zdrowotnej i psychologicznej kandydatów do szkolenia lotniczego 359

Emil AUGUSTYN*

ZARZĄDZANIE RYZYKIEM ZAGROŻEŃ W LOTNICTWIE SIŁ ZBROJNYCH RP – DEKADA DOŚWIADCZEŃ

Metodyczne zarządzanie ryzykiem zagrożeń w lotnictwie Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej (SZ RP) to dotychczas dekada doświadczeń, z którą wiąże się wprowadzenie lotnictwa wojskowego w Polsce na nowy, wyższy poziom świadomości istnienia źródeł zagrożeń, zagrożeń, a także ich ryzyka, którym zaczęto systematycznie zarządzać. Tematyka pracy została skupiona wokół dokumentów normatywnych regulujących kwestie zarządzania ryzykiem zagrożeń w lotnictwie SZ RP. Pierwsze tego typu dokumenty pojawiły się w 2010 roku, wywołując pewnego rodzaju „rewolucję". Na bazie doświadczeń i zmian, jakie zaszły w SZ RP na przestrzeni ostatniego dziesięciolecia, doszło do ich gruntownej nowelizacji. Autor przeprowadza analizę zmian, jakie zaszły w omawianym obszarze, uwzględniając przy tym wyniki badań przeprowadzonych w ramach różnych publikacji naukowych.

Słowa kluczowe: zarządzanie ryzykiem, bezpieczeństwo lotów, lotnictwo Sił Zbrojnych RP

1. WPROWADZENIE

Zarządzanie ryzykiem zagrożeń stanowi systematyczną realizację polityki zarządzania z wdrażaniem procedur i praktycznym działaniem. Ma na celu sprowadzenie ryzyka do racjonalnego poziomu i obejmuje jego ocenę (analizę i wycenę) oraz reagowanie [Kadziński i Gill 2009].

Zarządzanie ryzykiem zagrożeń jest kluczowym elementem lotniczych systemów zarządzania bezpieczeństwem, które obligatoryjnie muszą być powoływane w każdej organizacji lotniczej w tym między innymi w lotnictwie Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej (SZ RP) jako specyficznej organizacji wysokiej niezawodności HRO (*High Reliability Organization* [Ng et al. 2011]). Dążenie do minimalizacji strat/szkód podczas prowadzenia działalności lotniczej wymaga stoso-

* 21 Baza Lotnictwa Taktycznego w Świdwinie.

wania różnych narzędzi. Należą do nich m.in. procesy zarządzania ryzykiem zagrożeń. Te wraz z rozwojem systemów zarządzania bezpieczeństwem oraz pod wpływem zdobywanych doświadczeń powinny być nieustannie doskonalone i rozwijane, tak by były jak najbardziej efektywne i przystępne w codziennej działalności lotniczej.

Metodyczne zarządzanie ryzykiem zagrożeń w lotnictwie SZ RP to dotychczas dekada doświadczeń, z którą wiąże się wprowadzenie lotnictwa wojskowego na nowy, wyższy poziom świadomości istnienia źródeł zagrożeń, zagrożeń, a także ich ryzyka, którym zaczęto systematycznie zarządzać.

2. TRUDNE POCZĄTKI

Pierwsze próby metodycznego podejścia do zarządzania ryzykiem zagrożeń w lotnictwie SZ RP związane były z opracowaniem i wprowadzeniem do użytkowania *Metodyki Zarządzania Ryzykiem w lotnictwie Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej* (MZR-2010) – sygnatura WLOP 439/2010 [Dowództwo Sił Powietrznych… 2010a] wraz z *Poradnikiem – Podstawy Zarządzania Ryzykiem w Lotnictwie* – sygnatura DWLOP wewn. 55/2010 [Dowództwo Sił Powietrznych… 2010b]. Oba dokumenty wprowadzone do użytkowania w lotnictwie SZ RP w 2010 roku okazały się „niechcianą", lecz wymaganą wówczas „nowością". Określając te dokumenty jako „nowość", należy mieć na względzie przede wszystkim obszar lotnictwa SZ RP, ponieważ na świecie, m.in. w wielu krajach sojuszu NATO, już od dawna istniały dokumenty regulujące kwestie związane z zarządzaniem ryzykiem zagrożeń. Przedstawiciele kolejnych poziomów dowodzenia lotnictwem SZ RP z trudem akceptowali wspomnianą „nowość" oraz nowe obowiązki, jakie zostały im narzucone w ramach systemu bezpieczeństwa lotów (SBL) [Inspektorat MON ds. Bezpieczeństwa… 2015]. Była to więc, jak na tamte czasy, swego rodzaju „rewolucja", która miała zarówno swoich zwolenników, przeciwników, jak i oczywiście „ofiary". W roli tych ostatnich widziały siebie przede wszystkim osoby funkcyjne kolejnych poziomów dowodzenia, które zostały wskazane na samym początku MZR-2010. To bowiem na nie scedowano znaczną odpowiedzialność oraz nowe obowiązki, z których miały być rozliczane. W każdym razie, miejsca i czasu na protesty nie było. Ówczesne Dowództwo Sił Powietrznych nie pozostawiało wątpliwości – MZR-2010 wraz z *Poradnikiem…* mają być wprowadzone do praktycznego stosowania i oczekiwane są natychmiastowe rezultaty. Skąd jednak wynikał ten pośpiech?

Należy zwrócić uwagę, że w owym czasie lotnictwo SZ RP było bardzo „poranione" zarówno katastrofą samolotu CASA C-295 w 2008 roku, jak i katastrofą rządowego samolotu Tu-154M w 2010 roku. Przy takim stanie rzeczy każda inicjatywa „naprawcza" była jak najbardziej pożądana i nie było nikogo, kto byłby w stanie ją zakwestionować. Diagnoza była okrutna – stan bezpieczeństwa lotów

[Inspektorat MON ds. Bezpieczeństwa… 2015] lotnictwa SZ RP pozostawiał wiele do życzenia i należało natychmiast podjąć stosowne działania.

W takich okolicznościach, w zawrotnym tempie powstały pierwsze w historii lotnictwa SZ RP dokumenty regulujące kwestie dotyczące zarządzania ryzykiem zagrożeń, które jak się później okazało obowiązywały przez kolejne niespełna 10 lat. Wprowadziły one nowe standardy w lotnictwie SZ RP, wywołując przy tym wiele negatywnych, jak i pozytywnych emocji wśród całego personelu lotniczego na każdym poziomie dowodzenia SZ RP.

3. DOKUMENTY NORMATYWNE

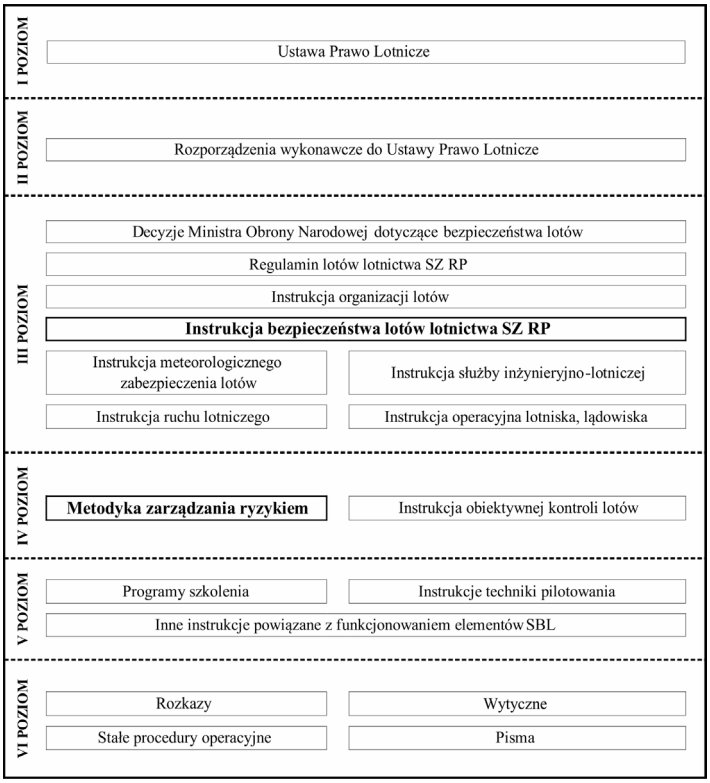
Metodyka to w najprostszych słowach zbiór reguł opisujących sposoby (metody) postępowania w danej sytuacji dla osiągnięcia określonego celu. Można również przyjąć, że jest to ustandaryzowane dla wybranego obszaru podejście do rozwiązywania problemów [Wróblewski 2018]. Definicja metodyki oraz wspomniana na samym początku definicja zarządzania ryzykiem zagrożeń dają więc ogólny pogląd na to, czym w gruncie rzeczy jest metodyka zarządzania ryzykiem zagrożeń w dowolnym obszarze analiz.

W 2010 roku wprowadzono do użytkowania (MZR-2010) wraz z *Poradnikiem...*, które zasadniczo określały sposoby postepowania w ramach procesów zarządzania ryzykiem zagrożeń kluczowych w kontekście podejmowania decyzji dotyczących realizacji misji lotniczych. Dokumenty opracowano tak, by miały zastosowanie w całym zakresie działań lotniczych, zarówno na ziemi, jak i w powietrzu. Jako adresatów obu dokumentów wskazano personel latający, techniczny, zabezpieczający oraz ten biorący udział w planowaniu misji lotniczych, określając przy tym zakres ich obowiązków i kompetencji w obszarze zarządzania ryzykiem zagrożeń. Z założenia MZR-2010 stanowiła dokument zasadniczy (główny) o charakterze instrukcyjnym, natomiast *Poradnik…* występował jako dokument uzupełniający i obejmował ogólne treści teoretyczne na temat zarządzania ryzykiem zagrożeń.

Nie były to dokumenty doskonałe. Brakowało przede wszystkim ich wzajemnej kompatybilności, a zastosowany aparat pojęciowy pozostawiał wiele do życzenia, co utrudniało ich zrozumienie w ujęciu całościowym. Różnice merytoryczne pomiędzy omawianymi dokumentami szczegółowo przeanalizowano i wykazano m.in. w ramach rozprawy doktorskiej Augustyna [2019].

W 2015 roku wprowadzono do użytkowania *Instrukcję bezpieczeństwa lotów lotnictwa Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej* (IBL-2015) [Inspektorat MON ds. Bezpieczeństwa… 2015], która w hierarchii dokumentów normatywnych w zakresie funkcjonowania SBL stanowi dokument wyższego poziomu niż metodyka zarządzania ryzykiem (rys. 1).

Instrukcja… (IBL-2015) jest dokumentem normatywnym określającym zasady działania w zakresie bezpieczeństwa lotów oraz zarządzania SBL w lotnictwie SZ RP. Stanowi więc podstawowy dokument obejmujący ogół kwestii dotyczących bezpieczeństwa lotów w lotnictwie SZ RP. Zarządzaniu ryzykiem zagrożeń poświęcono zasadniczo jeden paragraf (§37) IBL-2015, zawierając w nim tylko kwestie ogólne, takie jak: definicja zarządzania ryzykiem zagrożeń, podstawowe zasady procesu zarządzania ryzykiem zagrożeń, etapy procesu zarządzania ryzykiem zagrożeń, a także krótko scharakteryzowano narzędzia opracowane do dokumentowania procesu szacowania ryzyka zagrożeń. W punkcie 7 paragrafu 37 IBL-2015 zaznaczono jednak, że szczegółowe kwestie dotyczące zarządzania ryzykiem zagrożeń w lotnictwie SZ RP zawarto w metodyce zarządzania ryzykiem w lotnictwie SZ RP. Nie podano przy tym konkretnego odwołania do obowiazującej wówczas MZR-2010, przewidując zapewne, że ten dokument będzie nowelizowany.



Rys. 1. Hierarchia dokumentów normatywnych w zakresie funkcjonowania systemu bezpieczeństwa lotów (SBL) w lotnictwie SZ RP [Inspektorat MON ds. Bezpieczeństwa… 2015]

4. NA KURSIE ZMIAN

Mijały lata, jednak do MZR-2010 i *Poradnika…* nie wprowadzano żadnych aktualizacji. Mimo że były to dość „niechciane" dokumenty, które przyswajało się dość trudno, nie proponowano w zamian niczego bardziej przystępnego do stosowania w lotnictwie SZ RP. Należy mieć świadomość, że zarządzanie ryzykiem zagrożeń to dość trudne zagadnienie, które wymaga solidnego przygotowania teoretycznego, m.in. ze względu na mnogość opracowanych na świecie metod, metodyk i podejść do tego zagadnienia w różnych obszarach ludzkiej aktywności. Znaczący na przestrzeni ostatniej dekady był również fakt, że jeśli ktoś już wiedział o istnieniu MZR-2010, to rzadko kiedy szło to w parze ze znajomością *Poradnika…* A to z kolei dawało ogólny podgląd na stosunek do owej „nowości" w lotnictwie SZ RP oraz uzasadniało potrzebę stworzenia jednego koherentnego i kompleksowego dokumentu w tym obszarze.

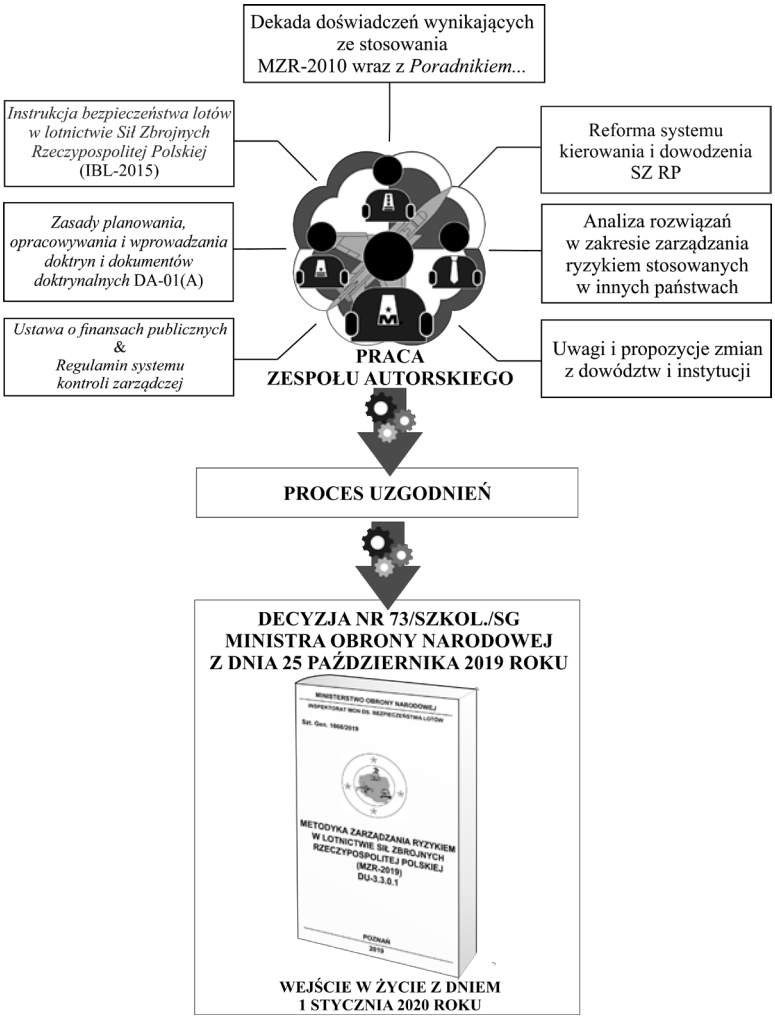
W artykule *Zarządzanie ryzykiem zagrożeń – czas na zmiany* [Augustyn 2020] wskazano wiele czynników determinujących potrzebę wprowadzenia zmian w dokumentach normujących zarządzanie ryzykiem zagrożeń w lotnictwie SZ RP. Również podczas badań Augustyna [2019] w ramach rozprawy doktorskiej, przeprowadzona została gruntowna analiza tych dokumentów. W każdej z wymienionych prac wskazano m.in., że należałoby stworzyć jeden dokument regulujący w sposób całościowy kwestie dotyczące zarządzania ryzykiem zagrożeń w lotnictwie SZ RP.

Początków końca MZR-2010 i *Poradnika…* należy upatrywać z dniem 1 stycznia 2014 roku, gdyż od tego dnia rozpoczęło funkcjonowanie Dowództwo Generalne Rodzajów Sił Zbrojnych (DGRSZ). W związku z tym część zapisów MZR-2010 oraz *Poradnika…* stała się nieaktualna, szczególnie w zakresie kompetencyjnym, gdyż nie uwzględniały one zmian związanych z przeprowadzoną reformą w systemie kierowania i dowodzenia SZ RP (rys. 2), w ramach której utworzone zostało m.in. DGRSZ i wchodzący w jej skład Inspektorat Sił Powietrznych (ISP).

Kolejnym przyczynkiem do dezaktualizacji części MZR-2010 wraz z *Poradnikiem…* było wydanie w 2015 roku wspomnianej już IBL-2015 (rys. 2). Zapisy nowej instrukcji oraz reforma systemu kierowania i dowodzenia sprawiły, że MZR-2010 wraz z *Poradnikiem…* musiały się zmienić, zacząć odpowiadać nowej strukturze dowodzenia, być spójne z IBL-2015, musiały zacząć odpowiadać współczesnym wymaganiom lotnictwa otwartego na współpracę międzynarodową. Już wtedy zaczęto sobie zdawać sprawę, że dokumenty trzeba poprawić, zmienić lub napisać na nowo.

Zgodnie z rozkazem nr 99/SSG Szefa Sztabu Generalnego Wojska Polskiego (SGWP) z dnia 2 marca 2016 roku powołano zespół autorski (rys. 2) do nowelizacji MZR-2010 wraz z *Poradnikiem…*. Przed Szefem Inspektoratu MON ds. Bezpieczeństwa Lotów (IMON ds. BL), którego mianowano szefem zespołu autorskiego, ówczesny Szef SGWP postawił następujące zadania:

- przeanalizować struktury i zawartość merytoryczną dokumentów (MZR-2010 wraz z *Poradnikiem…*),
- przeanalizować i dostosować dokumenty do zmian wynikających ze zmiany systemu kierowania i dowodzenia SZ RP,
- przeanalizować i dostosować dokumenty do potrzeb obowiązującej IBL-2015,
- określić zakres zmian oraz opracować sposób nowelizacji dokumentów.



Rys. 2. Schemat procesu powstawania *Metodyki Zarządzania Ryzykiem w lotnictwie Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej* (MZR-2019) [Augustyn i Kozłowski 2020a]

Szef IMON ds. BL niezwłocznie rozpoczął przygotowania do przeprowadzenia procesu nowelizacji, rozsyłając do instytucji oraz dowództw stosowną informację, prosząc jednocześnie o przesyłanie propozycji zmian (rys. 2) w MZR-2010 oraz *Poradniku…*. Był to jednak dopiero początek bardzo długiej drogi do opracowania nowego dokumentu regulującego kwestie zarządzania ryzykiem zagrożeń w lotnictwie SZ RP. Cały proces nowelizacji MZR-2010 wraz z *Poradnikiem…* szczegółowo opisano w pracy Augustyna i Kozłowskiego [2020a] oraz przedstawiono w formie graficznej na rysunku 2.

5. „PLONY" DOŚWIADCZEŃ

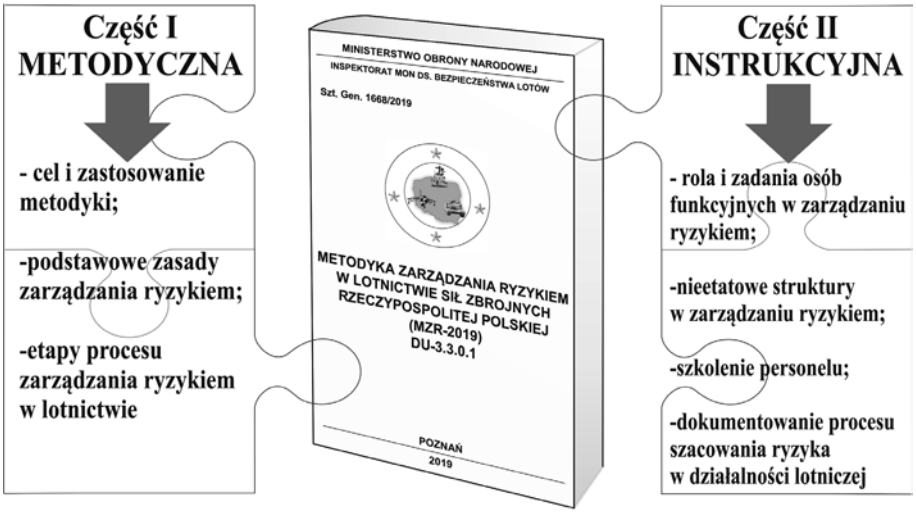
Decyzją nr 73/Szkol./SG Ministra Obrony Narodowej z dnia 25 października 2019 roku wprowadzono do użytkowania w Resorcie Obrony Narodowej *Metodykę Zarządzania Ryzykiem w lotnictwie Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej* (MZR-2019) – sygnatura Szt. Gen. 1668/2019 [Inspektorat MON ds. Bezpieczeństwa… 2019], która zaczęła obowiązywać z dniem 1 stycznia 2020 roku (rys. 2). Jednocześnie wycofano z użytkowania *Metodykę Zarządzania Ryzykiem w lotnictwie Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej* (MZR-2010) oraz *Poradnik – Podstawy Zarządzania Ryzykiem w Lotnictwie*.

Metodyka Zarządzania Ryzykiem… (MZR-2019) to w obecnym wydaniu przede wszystkim nowoczesny, uporządkowany dokument opracowany według wytycznych i standardów zawartych w instrukcji *Zasady planowania, opracowywania i wprowadzania doktryn oraz dokumentów doktrynalnych* (DA-01(A) – rys. 2) [Centrum Doktryn i Szkolenia… 2015]. W architekturze dokumentów (doktryn i dokumentów doktrynalnych) MZR-2019 występuje jako dokument uzupełniający o oznaczeniu DU-3.3.0.1.

W MZR-2019 można wyróżnić dwie zasadnicze części – metodyczną oraz instrukcyjną (rys. 3). Na wstępie MZR-2019 jasno określono podstawy opracowania, cel i zastosowanie dokumentu oraz sformułowano ogólne zasady, cele oraz podstawowe założenia zarządzania ryzykiem zagrożeń. Te informacje są niezwykle ważne, ponieważ punktem wyjścia do zarządzania ryzykiem zagrożeń zawsze powinno być przede wszystkim sprecyzowanie celu i to właśnie cel określa metodykę, a nie odwrotnie [Wróblewski 2018]. Należy także podkreślić, że zasady zarządzania ryzykiem zagrożeń, jakie zawarto w MZR-2019, obowiązują cały personel zaangażowany w działalność lotniczą w SZ RP.

W MZR-2019 zebrano i uporządkowano zagadnienia, jakie do tej pory zawarte były w MZR-2010 oraz *Poradniku…*, tworząc tym samym jeden kompleksowy dokument regulujący kwestie dotyczące zarządzania ryzykiem zagrożeń w lotnictwie SZ RP. *Metodyka Zarządzania Ryzykiem…* (MZR-2019) została opracowana z wykorzystaniem rozwiązań stosowanych w innych państwach (rys. 2) przy jednoczesnym dostosowaniu zawartych w niej treści do realiów naszego kraju. Zmia-

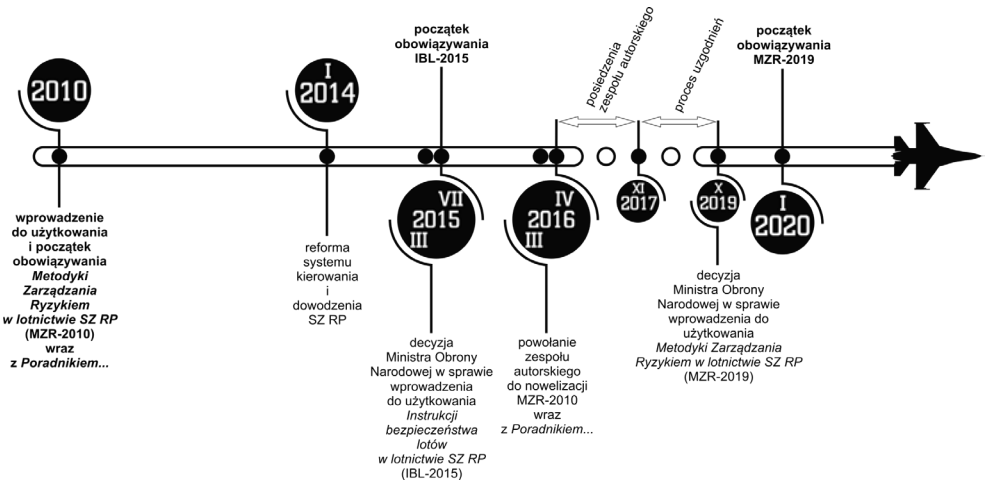
ny struktur organizacyjnych oraz wprowadzenie innych dokumentów normujących działalność lotnictwa SZ RP wymusiły omawianą nowelizację (rys. 2). Z kolei dekada doświadczeń zdobytych w trakcie obowiązywania MZR-2010 wraz z *Poradnikiem…* (rys. 2) została uwzględniona podczas opracowywania nowego dokumentu, wpływając tym samym na jego ostateczną zawartość merytoryczną. Wszystko to dało „plon" w postaci MZR-2019.



Rys. 3. Dwuczęściowy układ *Metodyki Zarządzania Ryzykiem w lotnictwie Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej* (MZR-2019) [Augustyn i Kozłowski 2020a]

Cały wachlarz zmian i nowości, jakie przyniosła ze sobą MZR-2019, szczegółowo opisano w pracy Augustyna i Kozłowskiego [2020b]. W tej samej publikacji opisano również szereg uwag i spostrzeżeń na temat zawartości merytorycznej MZR-2019, która w pewnych aspektach wymaga jeszcze doprecyzowania i/lub uzupełnienia.

Dekadę doświadczeń lotnictwa SZ RP w zakresie metodycznego zarządzania ryzykiem zagrożeń podsumowano z wykorzystaniem osi czasu (rys. 4), na której zaznaczono najważniejsze wydarzenia, mające wpływ na aktualny stan procesów zarządzania ryzykiem zagrożeń w lotnictwie SZ RP. Warto na tej podstawie zauważyć, że szczególnie ostatnie 5 lat obfitowało w szereg przedsięwzięć mających na celu doskonalenie procesów zarządzania ryzykiem zagrożeń w lotnictwie SZ RP.



Rys. 4. Oś czasu prezentująca dekadę doświadczeń w zakresie metodycznego zarządzania ryzykiem zagrożeń w lotnictwie SZ RP

Na pewno to nie koniec zmian, ponieważ lotnictwo SZ RP w najbliższym czasie czeka m.in. modernizacja floty statków powietrznych. To z kolei niesie ze sobą wiele wyzwań związanych z implementacją nowych systemów eksploatacji statków powietrznych, jak choćby tego związanego z samolotem V generacji. Dlatego już teraz można domniemywać, iż kolejna dekada przyniesie ze sobą szereg zmian/nowelizacji w obszarze procesów zarządzania ryzykiem zagrożeń w lotnictwie SZ RP, wynikających z potrzeby ich dostosowania do nowoczesnych statków powietrznych.

6. CZY JEST BEZPIECZNIEJ?

Nie istnieje jednoznaczna odpowiedź na to pytanie, bowiem zdarzenia lotnicze występowały, występują i będą występować w lotnictwie SZ RP. Natomiast poprzez metodyczne zarządzanie ryzykiem zagrożeń można wpłynąć m.in. na częstotliwość czy też konsekwencje potencjalnych zdarzeń. Ogromne znaczenie mają tutaj także: doświadczenie, poziom wyszkolenia, częstotliwość wykonywania lotów, sprzęt, a także świadomość istnienia źródeł zagrożeń. Procesy zarządzania ryzykiem zagrożeń wymagają ciągłego doskonalenia. Jest to szczególnie ważna kwestia w lotniczych systemach zarządzania bezpieczeństwem. Schneier [1996] stwierdził kiedyś, że bezpieczeństwo nie jest produktem, lecz procesem. Trudno się z tym nie zgodzić również w obszarze lotnictwa, gdyż kwestie dotyczące bezpieczeństwa lotów wymagają ciągłych działań i nie znoszą stagnacji. Lotnictwo to specyficzny obszar analiz, w którym nieustannie pojawiają się nowe źródła zagro-

żeń, a z kolei te już zidentyfikowane ewoluują choćby ze względu na wprowadzanie do eksploatacji nowych statków powietrznych oraz wyczerpujące się resursy tych już eksploatowanych od wielu lat.

Omówione w pracy dokumenty normatywne na przestrzeni ostatniej dekady na pewno zwiększyły ogólnie rozumianą świadomość w zakresie tematyki metodycznego zarządzania ryzykiem zagrożeń w lotnictwie SZ RP. Jednak nieustannie należy działać w kierunku popularyzowania tej tematyki, poprzez organizację różnego rodzaju konferencji, spotkań, czy też publikację prac naukowych i artykułów, tak by wyprowadzić tę tematykę poza sztywne ramy dokumentów doktrynalnych, metodyk, instrukcji czy też rozkazów. Między innymi w taki sposób będzie możliwe skuteczne promowanie tych zagadnień w szerszej skali. Tego typu działania to także przejaw realizacji w praktyce idei kultury bezpieczeństwa lotów. Aktywność publikacyjna autora w obszarze tematyki zarządzania ryzykiem zagrożeń w lotnictwie, zgodnie z §4 IBL-2015, wpisuje się w politykę bezpieczeństwa lotów lotnictwa SZ RP w kontekście angażowania personelu lotniczego w działania na rzecz bezpieczeństwa lotów.

LITERATURA

1. Augustyn E., 2019, Zarządzanie ryzykiem zagrożeń w systemie użytkowania samolotów lotnictwa taktycznego sił powietrznych – rozprawa doktorska, promotor główny dr hab. inż. Adam Kadziński, promotor pomocniczy dr inż. Piotr Smoczyński, niepublikowane. Politechnika Poznańska.
2. Augustyn E., 2020, Zarządzanie ryzykiem zagrożeń – czas na zmiany, Przegląd Sił Zbrojnych 1/2020, s. 73-83.
3. Augustyn E., Kozłowski R.W., 2020a, Metodyka Zarządzania Ryzykiem w lotnictwie Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej (MZR-2019) – jak wykuwała i hartowała się „stal", Przegląd Sił Zbrojnych, w procesie wydawniczym.
4. Augustyn E., Kozłowski R.W., 2020b, Nowa Metodyka Zarządzania Ryzykiem w lotnictwie Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej (MZR-2019) – face lifting procesów zarządzania ryzykiem zagrożeń, Przegląd Sił Zbrojnych, w procesie wydawniczym.
5. Centrum Doktryn i Szkolenia Sił Zbrojnych MON, 2015, Zasady planowania, opracowywania i wprowadzania doktryn oraz dokumentów doktrynalnych DA-01(A), Bydgoszcz.
6. Dowództwo Sił Powietrznych MON, 2010a, Metodyka Zarządzania Ryzykiem w lotnictwie Sił Zbrojnych RP (MZR-2010), Warszawa.
7. Dowództwo Sił Powietrznych MON, 2010b, Poradnik – Podstawy Zarządzania Ryzykiem w Lotnictwie, Warszawa.
8. Inspektorat MON ds. Bezpieczeństwa Lotów, 2015, Instrukcja bezpieczeństwa lotów lotnictwa Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej (IBL-2015), Poznań.
9. Inspektorat MON ds. Bezpieczeństwa Lotów, 2019, Metodyka Zarządzania Ryzykiem w lotnictwie Sił Zbrojnych Rzeczypozpolitej Polskiej (MZR-2019) DU-3.3.0.1, Poznań.

10. Kadziński A., Gill A., 2009, Integracja pojęć, podrozdział 7.3.2, w: Krystek R. (red.), Praca Zbiorowa. Zintegrowany System Bezpieczeństwa Transportu, Tom II – Uwarunkowania Rozwoju Integracji Systemów Bezpieczeństwa Transportu, WKŁ, Warszawa, s. 285-288.
11. Ng E.-H., Beruvides M., Tolk J.N., Hartley R.S., 2011, High reliability organization: A literature review, w: Annual International Conference of the American Society for Engineering Management 2011, ASEM 2011, s. 350-355.
12. Schneier B., 1996, Applied Cryptography. Protocols, Algorthms, and Source Code in C. John Wiley & Sons Inc.
13. Wróblewski D. (red.), 2018, Zarządzanie ryzykiem. Przegląd wybranych metodyk. CNBOP-PIB, Józefów.

RISK MANAGEMENT IN THE POLISH AIR FORCE – DECADE OF EXPERIENCE

Abstract

Methodical risk management in the Polish Air Force has already been a decade of experience. This time is associated with the introduction of Polish military aviation to a new, higher level of awareness of the existence of hazard sources and hazards, as well as their risks, which have been systematically managed. The article is mainly focused on core normative documents concerning risk management in the Polish Air Force. The first such document was published in 2010, inducing a kind of "revolution". Based on the analysis and changes that have occurred in the Polish Air Force over the last decade, the documents have been thoroughly amended. The author conducts a detailed analysis of changes that have occurred in the discussed area, taking into account the results of research carried out within various scientific publications.

Keywords: risk management, flight safety, Polish Air Force

Alicja BAŁUT*
Rafał BRODZIAK*
Jędrzej BYLKA*
Agnieszka SZUSTER-JANIACZYK*

WYBRANE ASPEKTY BEZPIECZEŃSTWA SYSTEMÓW ZAOPATRZENIA W WODĘ

Zaopatrzenie w wodę stanowi jedno ze strategicznych zadań w zarządzaniu miastem. Ze względu na kluczową rolę infrastruktury wodociągowej, jej bezpieczeństwo powinno być zawsze uwzględniane przy projektowaniu i eksploatacji. W artykule przedstawiono wybrane aspekty bezpieczeństwa systemów zaopatrzenia w wodę. Szczególną uwagę zwrócono na możliwości zwiększenia bezpieczeństwa dostaw wody, poprzez wydzielanie stref oraz odpowiednią lokalizację punktów monitoringu. Ze względu na to, że obecnie w zarządzaniu przedsiębiorstwem wodociągowym powszechnie stosuje się systemy informatyczne, w artykule zwrócono uwagę także na kwestie bezpieczeństwa w tym zakresie.

Słowa kluczowe: systemy zaopatrzenia w wodę, modelowanie sieci wodociągowych, systemy IT, strefowanie sieci wodociągowych

1. WPROWADZENIE

Systemy zaopatrzenia w wodę stanowią jeden z ważnych elementów infrastruktury krytycznej. Bezpieczeństwo i niezawodność ich działania jest jednym z kluczowych kryteriów ich projektowania i eksploatacji. W ostatnich latach w ramach prac naukowych opracowano wiele technik, które umożliwiają zwiększenie bezpieczeństwa eksploatacji systemów technicznych. W artykule przedstawiono wybrane aspekty związane z bezpieczeństwem systemów zaopatrzenia w wodę. Szczególną uwagę zwrócono na kwestie związane ze strefowaniem sieci wodociągowej, ponieważ odpowiednie strefowanie pozwala na lepsze zarządzanie całością systemu i daje możliwość uwzględnienia wielu aspektów z obszaru zarządzania jednocześnie. Nad-

*Instytut Inżynierii Środowiska, Wydział Budownictwa i Inżynierii Środowiska, Politechnika Poznańska.

zór nad bezpieczeństwem sieci wodociągowej można realizować między innymi poprzez monitoring procesów zachodzących w systemach zaopatrzenia w wodę, w tym monitoring jakości wody, stąd w artykule przedstawiono wybrane problemy dotyczące wyznaczania lokalizacji punktów monitoringu jakości wody. W ostatnich latach obserwuje się trend łączenia infrastruktury fizycznej z infrastrukturą teleinformatyczną. Nowoczesne techniki IT w znaczny sposób polepszają możliwości eksploracji danych oraz wizualizacji wyników analiz. Z drugiej strony stosowanie narzędzi informatycznych wiąże się z koniecznością zapewnienia cyberbezpieczeństwa. W drugiej części artykułu omówiono problemy związane z bezpieczeństwem infrastruktury informatycznej wykorzystywanej w bieżącej eksploatacji sieci wodociągowych.

2. STREFOWANIE SIECI JAKO ELEMENT ZWIĘKSZENIA BEZPIECZEŃSTWA INFRASTRUKTURY FIZYCZNEJ

Rozwój informatyzacji przedsiębiorstw, cyfrowy zapis danych, wykorzystanie narzędzi mobilnych do zbierania danych dotyczących napraw, awarii, parametrów mierzonych, pozwala na zadawanie nowych pytań, w zakresie modelowania systemów dystrybucji wody. Symulacje hydrauliczne sieci wodociągowych nie mają na celu jedynie odzwierciedlenia rzeczywistych zjawisk w sieci, ale stanowią podstawę dla nowych koncepcji, projektów modernizacji czy umożliwiają porównanie efektów związanych z realizacją różnych sposobów zarządzania systemem wodociągowym. Jednym z nich jest technika strefowania sieci wodociągowej z zastosowaniem modelowania hydraulicznego zintegrowanego z systemem monitoringu.

Pierwsze wydzielane strefy w sieciach wodociągowych (DMA, z ang. District Meter Area) pojawiły się już 37 lat temu w Wielkiej Brytanii [Farley 2010]. Posiadając obecnie mapy sieci wodociągowych zapisane w postaci wektorowej, bazy danych o poszczególnych obiektach, znajdujące się w systemie GIS (z ang. Geographic Information Systems), o wiele łatwiej jest zaprojektować optymalne strefy, czy przeanalizować różne ich konfiguracje. Dodatkowo, powiększające się aglomeracje miejskie, a co za tym idzie sieci wodociągowe dużych miast, to już setki kilometrów przewodów znajdujących się pod ziemią, które zapewniać mają każdemu odbiorcy wodę zdatną do spożycia, spełniającą wszelkie normy jakości oraz dostarczaną pod odpowiednim ciśnieniem w każdej godzinie dnia i nocy. Zarządzanie takimi systemami w praktyce może być trudnym zadaniem bez podziału na wydzielone strefy. Początkowo celem wyznaczania stref w sieci była możliwość lepszego bilansowania ilości wody dopływającej do i sprzedawanej w strefie i w następstwie możliwość oceny strat wody wynikających z nieszczelności czy infiltracji lub kradzieży. Strefowanie systemu wodociągowego stanowi jedną z metod poprawy zarządzania ciśnieniem w sieci oraz kontroli i zmniejszania wycieków wody. Wielu badaczy [Bui, Marlim, Kang 2020] opisuje w swoich publikacjach

korzyści strefowania, do których można zaliczyć znaczne ograniczenie ilości wody niesprzedanej przez aktywną kontrolę wycieków, uproszczenie zarządzania ciśnieniem poprzez wstawienie zaworów redukcyjnych (PRV- z ang. Pressure reducing valves), kontrolujących wartość ciśnienia PC (z ang. Pressure control), czy lepszą identyfikację niezawodności poszczególnych przewodów.

Strefy DMA mogą służyć również do zwiększenia bezpieczeństwa w systemie zaopatrzenia w wodę. Wydzielona strefa pozwala np. na szybką izolację obszaru, w celu ochrony pozostałych odbiorców, w przypadku pojawienia się zanieczyszczenia wody w sieci. Zdarzenie takie może być spowodowane przypadkowo, np. poprzez zassanie zanieczyszczeń z instalacji wewnętrznej od odbiorcy indywidualnego, gdy nie jest ona wyposażona w zawór antyskażeniowy, lub wód gruntowych w przypadku spadku ciśnienia w sieci. Wydzielone strefy zaopatrzenia w wodę mogą również umożliwiać zamknięcie obszarów sieci, do której celowo wtłoczono zanieczyszczenie, np. w przypadku ataku terrorystycznego. Strefowania sieci umożliwia także wydzielenie obszarów, które mogą dostarczać wodę wyłącznie z niezależnych źródeł, w przypadku gdy ze względu na brak stabilności biologicznej lub chemicznej nie jest wskazane mieszanie wody pochodzącej z wielu źródeł. Warto nadmienić, iż strefowanie jest również elementem optymalnego wyznaczania lokalizacji punktów monitoringu w systemie.

Historycznie kryteriami, które odgrywały najważniejszą rolę w definiowaniu i wyznaczaniu stref DMA był przede wszystkim: przebieg przewodów, granice administracyjne dzielnic, jednostek, liczba mieszkańców, ekonomiczny poziom wycieków, lokalizacja zbiorników itp. [Nardoa, Natalea, Giudiciannia, Santonastasoa, Tzatchkovb, Varelab, Hugo, Yamanakab 2016].Współczesne narzędzie informatyczne dają możliwość symulacji pracy całego systemu wodociągowego za pomocą oprogramowania, zintegrowanego z innymi systemami w przedsiębiorstwie (np. systemem monitoringu i sterowania, mapami cyfrowymi itd.). Projektant ma możliwość upewnienia się, że wprowadzenie DMA nie pogorszy bezpieczeństwa systemu. Współczesne narzędzia dają możliwość wykonania obliczeń, których wyniki pozwalają przeanalizować i porównać szybko różne układy DMA [Savića, Ferrarib 2014]. Takie działania wykonywane są dzięki zastosowaniu między innymi metod heurystycznych, które umożliwiają uwzględnienie ograniczeń wynikających z struktury danego systemu i priorytetów (celów), jakim ma służyć podział sieci wodociągowej na poszczególne strefy DMA. W praktyce, w programach do modelowania hydraulicznego sieci wodociągowych powstają nowe funkcje lub są rozwijane i wdrażane jako dodatki bądź rozszerzenia darmowych aplikacji, takich jak np. EPANET [Epanet 2020], Epanet MSX [Epanet MSX 2020], Teva Spot [Teva Spot 2020], SWANP 3.5 (Smart WAter Network Partitioning and Protection [Di Nardo 2016], MAS [Hajebi 2013].

3. LOKALIZACJA PUNKTÓW MONITORINGU

W przypadku każdego systemu zarządzania jakością, w tym planów bezpieczeństwa wody wg WHO, kluczowym elementem jest opracowanie planu monitoringu, pozwalający ocenić skuteczność i poprawność procesów kształtujących jakość usług. W przypadku systemów zaopatrzenia w wodę, jednym z istotniejszych systemów monitoringu jest ten umożliwiający nadzór nad jakością wody dostarczanej jej odbiorcom. Dobrze zaprojektowany monitoring musi przede wszystkim dawać wiarygodny obraz jakości wody w całym systemie, przy zachowaniu akceptowalnych kosztów prowadzenia. Projektując system monitoringu jakości wody w systemach zaopatrzenia należy określić: zakres prowadzonych analiz, liczebność i częstotliwość pobieranych prób oraz lokalizację punktów monitoringu w taki sposób, aby uzyskać odpowiednią reprezentatywność otrzymanych wyników jakości wody. Zgodnie z nową Dyrektywą Komisji Europejskiej i Rady w sprawie jakości wody przeznaczonej do spożycia przez ludzi, nadzór nad jakością wody będzie musiał być prowadzony w oparciu o analizę ryzyka dla każdego z parametrów jakości wody, stąd szczególnie ważna będzie reprezentatywność wyników analiz jakości wody, które w takiej analizie ryzyka będą wykorzystywane. Przy określaniu liczebności analizowanych prób w danym systemie minimalnym narzędziem, jakie należy wykorzystać, są analizy mocy testów statystycznych. Pozwalają one ustalić minimalną ilość prób wody, jakie należy przeanalizować, aby uzyskać wiarygodny obraz jej jakości dla danego systemu. Z punktu widzenia toksykologicznego, ustalając minimalną liczbę analizowanych prób wody, w inny sposób należy szacować liczebność prób dla parametrów jakości wody będących wskaźnikami zanieczyszczenia wpływającego na pogorszenia parametrów organoleptyczych wody, czy ich właściwości kolizyjnych, ale nie wpływających na zdrowie konsumentów, a w inny sposób dla parametrów wpływających na zdrowie konsumentów. Wśród tych drugich inaczej znowu należy traktować parametry jakości wody, w przypadku których efekt zdrowotny występuje w niedalekim czasie od spożycia wody, inaczej dla parametrów, co do których efekt zdrowotny jest wynikiem kumulacji zanieczyszczenia w organizmie (metale ciężkie) bądź długotrwałej ekspozycji na dane skażenie, jak to ma miejsce w przypadku zanieczyszczeń wody hormonami, niesteroidowymi lekami przeciwzapalnymi (NLPZ), lekami psychoaktywnymi, PFAS, mikroplastikami bądź innymi zanieczyszczeniami z grupy *emerging contaminants*.

Projektując plan monitoringu, należy mieć również na uwadze, metodykę prowadzenia analiz – inaczej będzie wyglądał monitoring parametrów, które można analizować za pomocą sond pomiarowych, umieszczonych w różnych punktach systemu zaopatrzenia w wodę, podłączonych do oprogramowania kontrolująconadzorującego SCADA, inaczej dla parametrów, które wymagają pobrania próby w terenie, a następnie jej analizy w laboratorium tradycyjnymi metodami.

Określając lokalizację punktów monitoringu jakości wody, należy brać pod uwagę reprezentatywność danego obszaru sieci dla całego systemu oraz lokalizację obiektów o szczególnych potrzebach, z uwagi na stan zdrowia konsumentów wody (szpitale onkologiczne, domy opieki dla osób niepełnosprawnych oraz seniorów, szpitale pediatryczne).

Biorąc pod uwagę powyższe, w projektowaniu monitoringu jakości wody niezbędnym elementem jest posiadanie modelu hydraulicznego sieci, który pozwoli zdefiniować strukturę sieci wodociągowej, warunki hydrauliczne w niej panujące, czy wreszcie strefy zasilania w wodę.

4. BEZPIECZEŃSTWO SYSTEMÓW ICT NADZORUJĄCYCH I MONITORUJĄCYCH PROCESY TECHNOLOGICZNE SYSTEMU ZAOPATRZENIA W WODĘ

Zarządzanie współczesnymi systemami zaopatrzenia wodę realizowane jest w dużej mierze z wykorzystaniem technologii informacyjnych i komunikacyjnych ICT (ang. Information and Communication Technologies). Efektywne zarządzanie wymaga sterowania i monitoringu procesów realizowanych na ujęciu wody, stacji uzdatniania wody, sieci wodociągowej, z wykorzystaniem nowoczesnej infrastruktury ICT. Utrzymanie bezpieczeństwa systemów nadzorujących pracę tych układów jest niezbędne w celu zapewnienia nieprzerwanych dostaw wody w odpowiedniej ilości i jakości dla odbiorców. Na zasoby ICT, które przedstawiają szczególną wartość, wymagającą ochrony, składają się urządzenia automatyki przemysłowej, sieć telekomunikacyjna wykorzystywana do przesyłania danych oraz oprogramowanie kontrolujące i nadzorujące typu SCADA (ang. Supervisory Control And Data Acquisition). System SCADA czuwa nad prawidłową realizacją procesów, które nadzoruje – wykrywa stany awaryjne, sygnalizuje je operatorowi, za pośrednictwem decyzji operatora może wprowadzić zmiany nastaw regulatorów, bądź automatycznie je zmieniać w ramach realizowanego algorytmu sterowania [Brodziak 2018, RCB 2020].

Celem bezpieczeństwa jest zapewnienie poufności, integralności, dostępności, autentyczności danych i niezawodności pracy tych systemów. Realizacja każdego z nich wymaga wykonania prac obejmujących analizę ryzyka, z uwzględnieniem aspektów organizacyjnych. Dokonać należy identyfikacji źródeł zagrożeń oraz słabości systemów wraz z określeniem prawdopodobieństwa zdarzenia, a następnie określenie skali oddziaływania, konsekwencji ich wystąpienia. Znając końcowe ryzyka, dokonywany jest wybór o redukcji, akceptacji, przekazaniu albo unikaniu ryzyka. Zapewnienie bezpieczeństwa systemów SCADA w systemach zaopatrzenia wodę wymaga podejście środków organizacyjnych, operacyjnych oraz technicznych. Pierwsza grupa zabezpieczeń to odpowiednia polityka bezpieczeństwa, pla-

nowanie, wytyczne i standardy, które wpływają na wybór środków operacyjnych i technicznych. Środki te mają na celu zmniejszenie ryzyka powstania szkód i ochrony zasobów przedsiębiorstwa. Środki operacyjne dotyczą prawidłowego wdrożenia i stosowania zasad zabezpieczeń w celu zapewnienia spójności w działaniu mechanizmów bezpieczeństwa w odniesieniu do bezpieczeństwa fizycznego infrastruktury (np. zapobiegać nieautoryzowanemu fizycznemu dostępowi do elementów systemów, wykrywaniu fizycznych uszkodzeń/awarii urządzeń, stanów alarmowych) oraz bezpieczeństwo zasobów ludzkich (np. szkolenia personelu na temat bezpieczeństwa, zasad i procedur w celu unikania zagrożeń, tak jak np. ochrona danych dostępowych). Zadaniem środków technicznych jest zapewnienie funkcji zabezpieczeń w systemach na poziomie sprzętowym i programowym (np. autoryzacja użytkowników, szyfrowanie danych, bezpieczeństwo baz, wykrywanie cyberataków, zapory sieciowe itd.) [Stallings, Brown, Meryk, Płoski 2019].

W zakresie bezpieczeństwa systemów IT opracowanych zostało wiele norm, które skupione są w ramach serii standardów ISO/IEC 27000. Odnoszą się one kolejno do przeglądu systemów zarządzania bezpieczeństwem informacji. ISO27001 określają wymogi dotyczące ustanawiania, wdrażania, obsługi, monitorowania, przeglądania, utrzymywania i usprawniania udokumentowanego systemu zarządzania bezpieczeństwem informacji. ISO27002 zawierają wytyczne dotyczące zarządzania bezpieczeństwem informacji w organizacji i zawiera listę sprawdzonych najlepszych praktyk w zakresie zabezpieczeń. ISO27003 opisują proces od jego zainicjowania do stworzenia planów wdrożenia specyfikacji i projektu systemu zarządzania bezpieczeństwem informacji. ISO27004 zawiera wskazówki pomagające organizacjom mierzyć i raportować skuteczność stosowanych procesów i kontroli w ramach systemu zarządzania bezpieczeństwem informacji. ISO27005 zawiera wytyczne dotyczące procesu zarządzania ryzykiem bezpieczeństwa informacji. ISO27006 określa wymagania i zapewnia wytyczne dla podmiotów zapewniających audyt i certyfikacją systemów zarządzania bezpieczeństwem informacji [ISO/IEC 27000-27006]. Należy mieć na uwadze, że plan bezpieczeństwa zawsze wymaga uwzględnienia specyfiki obiektów systemów zaopatrzenia w wodę, a stosowane środki zabezpieczeń powinny być dostosowane w zależności od wniosków z wykonanej oceny bezpieczeństwa systemów ICT.

4. PODSUMOWANIE

Bezpieczeństwo niewątpliwie jest jednym z najważniejszy kryteriów oceny istniejących układów oraz wariantów rozbudowy i modernizacji systemów zaopatrzenia w wodę. Podział sieci na mniejsze wydzielone strefy w znacznym stopniu wspomaga zarządzanie całym układem. Strefowanie umożliwia lepszą kontrolę i nad systemem o raz zwiększa możliwości eksploatacji sieci w sytuacjach kryzysowych.

W ostatnich latach w zarządzaniu infrastrukturą miejską coraz bardziej popularna staje się koncepcja tzw. Inteligentnych Miast. Istnieje wiele definicji „Smart City", w większości zwraca się uwagę na fakt łączenia infrastruktury fizycznej oraz teleinformatycznej, z możliwością ciągłej obustronnej komunikacji. Stosowanie narzędzi IT, które wykorzystują w sposób ciągły sieć internetową do komunikacji powoduje, że pojawiają się nowe zagrożenia związane z cyber-bezpieczeństwem. Narzędzia informatyczne mogą być wykorzystywane jako bezpieczny element infrastruktury krytycznej, lecz wymagane jest zapewnienie standardów obsługi. Wdrażanie wymagań opisywanych w normy z serii ISO/IEC 27000 w znacznym stopniu może wspomagać zapewnienie bezpieczeństwa zintegrowanych systemów cyber-fizycznych.

LITERATURA

Pozycje książkowe

1. Stallings W.W., Brown L., Meryk R. i Płoski Z., 2019, Bezpieczeństwo systemów informatycznych: zasady i praktyka. T. 2. Gliwice: Helion, 2019.

Artykuły w czasopismach

1. Bui X.K., M. S. Marlim, D. Kang, 2020, Water Network Partitioning into District Metered Areas: A State-Of-The-Art Review, Water MDPI, Water 2020, 12(4)
2. Brodziak R., 2018 Smart Water – zintegrowane ICT w sterowaniu systemami wodociągowymi, Instal, vol. nr 9,
3. Di Nardo, A.; Di Natale, M.; Musmarra, D.; Santonastaso, G.F.; Tuccinardi, F.P.; Zaccone, G. Software for Partitioning and Protecting aWater Supply Network. Civ. Eng. Environ. Syst. 2016, 33, 55–69.

Artykuły w materiałach konferencyjnych

1. Nardoa A.D., M.D. Natalea, C.Giudiciannia, G.F.Santonastasoa, V.Tzatchkovb, J.M.R. Varelab, V. Hugo, A. Yamanakab, 2016, Water Supply Network Partitioning Based on Simultaneous Cost and Energy Optimization, International Conference on Efficient & Sustainable Water Systems Management toward Worth Living Development, 2nd EWaS 2016, Procedia Engineering 162 (2016) 238 – 245.
2. Savića D., G. Ferrarib, 2014, Design and performance of district metering areas in water distribution systems, 16th Conference on Water Distribution System Analysis, WDSA 2014, Procedia Engineering 89, s. 1136 – 1143.
3. Hajebi S., S. Barrett, A. Clarke, A. S. Clarke, Multi-agent simulation to support water distribution network partitioning, in Proc. 27th European Simulation and Modelling Conference - ESM'2013, Lancaster University, UK.

Normy

ISO/IEC 27000: 2018, Information technology — Security techniques — Information security management systems — Overview and vocabulary

ISO/IEC 27001:2013, Information technology — Security techniques — Information security management systems — Requirements
ISO/IEC 27002:2013, Information technology — Security techniques — Code of practice for information security controls
ISO/IEC 27003:2017, Information technology — Security techniques — Information security management systems — Guidance
ISO/IEC 27004:2016, Information technology — Security techniques — Information security management — Monitoring, measurement, analysis and evaluation
ISO/IEC 27005:2018
Information technology — Security techniques — Information security risk management
ISO/IEC 27006:2015/2020
Information technology — Security techniques — Requirements for bodies providing audit and certification of information security management systems

Komunikaty Internetowe

1. M. Farley 2010, Are there Alternatives to the DMA?, Special Feature, Asian Water, https://www.industrysearch.com.au/are-there-alternatives-to-the-dma/f/7616. (dostęp 02.07.2020).
2. Epanet 2020, https://www.epa.gov/water-research/epanet (dostęp 02.07.2020).
3. Epanet MSX, https://cfpub.epa.gov/si/si_public_record_report.cfm?Lab=NHSRC&subject=Homeland%20Security%20Research&dirEntryId=218488 (dostęp 02.07.2020).
4. Teva Spot, https://github.com/USEPA/TEVA-SPOT-Toolkit (dostęp 02.07.2020).
5. RCB, "Infrastruktura krytyczna – Rządowe Centrum Bezpieczeństwa." https://rcb.gov.pl/infrastruktura-krytyczna/, (dostęp 23.06.2020).

ACKNOWLEDGEMENTS

Artykuł jest finansowany z subwencji badawczej nr: 504101/0713/SBAD/0932.

SAFETY ASPECTS OF WATER SUPPLY SYSTEMS

Abstract

Water supply is an important task in city management. Safety is always included as a design and operation criterion for water supply system. The article presents selected safety aspects of water supply systems. Particular attention was paid to the possibilities of increasing safety of supply by using district meter area and appropriate location of monitoring points. Due to the fact that in recent years IT systems are widely used in the management of a water supply, the article pay attention to security of such tools.

Keywords: water supply systems, modeling of water supply networks, IT systems, District Metered Area

Łukasz BRODZIK*

ANALIZA TERMICZNA ELASTYCZNEJ POWŁOKI CERAMICZNEJ

W artykule przedstawiono problem nagrzewania aerodynamicznego i wybrane systemy osłony termicznej. Do analizy przyjęto system osłony termicznej wielokrotnego użytku zbudowany z elastycznej ceramiki. Na podstawie wyników badań porównano temperatury na wybranych powierzchniach poszczególnych rozwiązań konstrukcyjnych. Analizę wykonano w środowisku niekomercyjnym FreeFem++, używając metody elementów skończonych, a jej wyniki porównano z wynikami zamieszczonymi w literaturze. W ten sposób zweryfikowano poprawność kodu i przyjętych danych, w szczególności danych materiałowych. Analiza numeryczna jest wstępem do dalszych badań związanych z rozkładem temperatur w uszkodzonych materiałach izolacyjnych.

Słowa kluczowe: niestacjonarny przepływ ciepła, nagrzewanie aerodynamiczne, system osłony termicznej

1. WPROWADZENIE

Podczas wlotu w atmosferę pojazd kosmiczny poddawany jest nagrzewaniu aerodynamicznemu. Zjawisko to wynika z ogromnego tarcia powierzchni pojazdu z powietrzem. Takie tarcie występuje, gdy pojazd porusza się z prędkością hiperdźwiękową. Nagrzewanie aerodynamiczne jest związane z wysokimi temperaturami pojazdu. Dlatego wszystkie pojazdy wykonujące misje orbitalne i międzyplanetarne bez odpowiedniej osłony termicznej zostałyby spalone podczas wlotu w atmosferę.

Jednym ze sposobów ochrony przed nadmiernym nagrzaniem jest wykorzystanie izolacji termicznej. Główną korzyścią takich materiałów jest możliwość wielokrotnego ich użycia. Pozwala to na obniżenie kosztów eksploatacji systemu osłony termicznej. Pokrycia na osłony można podzielić na elastyczne i sztywne. Pierwsze z nich cechują się większą elastycznością, niską ceną i łatwością instalacji, ale nieste-

* Zakład Inżynierii Lotniczej, Politechnika Poznańska.

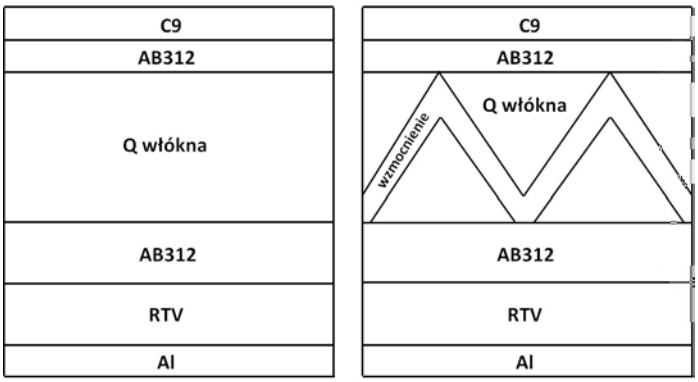
ty również niższą temperaturą pracy. W przeciwieństwie do sztywnego materiału ceramicznego, w wysokiej temperaturze nie jest on sztywny, a także nie jest kruchy.

Rozwój technologii związanej z izolatorami doprowadził do powstania osłony AFRSI (zaawansowana elastyczna izolacja wielokrotnego użytku), a później TABI (zaawansowane pokrycie cieplne). Obie osłony termiczne zostały wykorzystane w analizie.

AFRSI został opracowany jako zamiennik dla niektórych pokryć FRSI i większości osłon LRSI na wahadłowcu kosmicznym [Daryabeigi, Knutson i Cunnington 2011]. Jest on łatwiejszy w utrzymaniu i instalacji oraz posiada maksymalną temperaturę pracy 649°C. AFRSI ma zewnętrzną powłokę z tkaniny C-9, warstwę z włókna typu Q i warstwę wewnętrzną tkaniny. Poniżej znajduje się klej RTV. Wymiary podstawy pokrycia to 76 x 76 cm.

TABI został opracowany jako ulepszenie pokryć AFRSI na wahadłowcu kosmicznym [Zhu 2004]. Izolacja ma wzmocnienia zapewniające większą wytrzymałość, ma również wyższą temperaturę pracy jak AFRSI, 1204°C. Pokrycie TABI używane jest na amerykańskim bezzałogowym orbiterze wojskowym X37b. TABI składa się z zewnętrznej ceramicznej tkaniny C-9 powłoki, Q włókien, wzmocnienia i materiału warstwy wewnętrznej. Jest on dołączony do dolnej konstrukcji za pomocą spoiwa RTV. Wymiary podstawy pokrycia to 76 x 76 cm.

Celem badań było porównanie rozkładu temperatury w wybranych systemach osłony termicznej na powierzchni izolacji termicznej oraz poszyciu. Schemat obu osłon termicznych przedstawiono na rys. 1.



Rys. 1. Schemat systemu osłony termicznej z warstwą elastycznej ceramiki: AFRSI (po lewej) oraz TABI (po prawej)

2. SFORMUŁOWANIE PROBLEMU WYMIANY CIEPŁA

W objętości osłony rozwiązywane jest równanie przewodzenia ciepła:

$$\rho c_p \left(\frac{\partial T}{\partial t}\right) = \frac{\partial}{\partial x}\left(k_x \frac{\partial T}{\partial x}\right) + \frac{\partial}{\partial y}\left(k_y \frac{\partial T}{\partial y}\right) + \frac{\partial}{\partial z}\left(k_z \frac{\partial T}{\partial z}\right) \tag{1}$$

które dla modelu jednowymiarowego zredukowane jest do postaci (rys. 2):

$$\rho c_p \left(\frac{\partial T}{\partial t}\right) = \frac{\partial}{\partial z}\left(k_z \frac{\partial T}{\partial z}\right) \tag{2}$$

z warunkiem brzegowym na styku sąsiadujących warstw ($T_I = T_{II}$)

$$k_{zI} \frac{\partial T_I}{\partial n} = k_{zII} \frac{\partial T_{II}}{\partial n} \tag{3}$$

z warunkiem brzegowym Γ_1

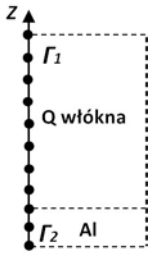
$$-k_z \frac{\partial T}{\partial n} = q(t) + \varepsilon\sigma\left(T^4 - T_f^4\right) \tag{4}$$

oraz Γ_2

$$\frac{\partial T}{\partial n} = 0 \tag{5}$$

gdzie:

ρ – gęstość [kg/m^3], c_p – ciepło właściwe [J/(kg·K)], k – współczynnik przewodzenia ciepła [W/(m·K)], T – temperatura [K], q – gęstość strumienia ciepła [W/m^2], ε – współczynnik emisyjności cieplnej [-], σ – stała Stefana-Boltzmanna [W/(m^{2}K^4)]



Rys. 2. Schemat modelu 1D

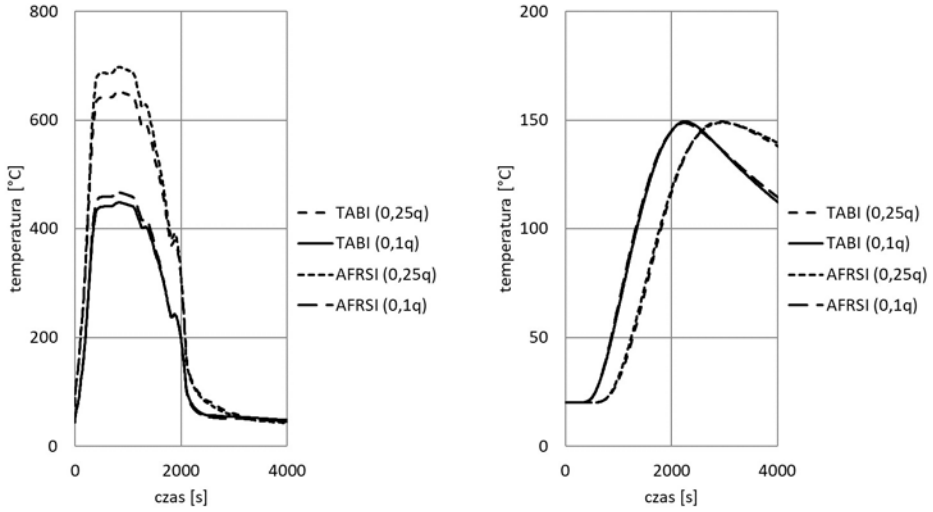
Przebiegi ciśnienia p i strumienia ciepła q zostały zaczerpnięte z literatury [Baumgartner 1997]. Bardzo cienkie warstwy nie mają istotnego wpływu na wyniki i w analizie numerycznej zostały pominięte, rys. 2. Dane materiałowe stosowane w analizie zostały uzyskane z literatury [Williams i Curry 1992, Sawko i Goldstein 1992]. Dla przyjętych materiałów założono, że grubość struktury bazowej (aluminium) jest stała, równa 2,54 mm. Grubość izolatora dobrano tak, aby temperatura robocza aluminium nie przekraczała 149°C.

Za narzędzie do obliczeń posłużyło niekomercyjne oprogramowanie FreeFem++. Zostało ono opracowane w laboratorium Jacques-Louis Lions, Université Pierre et Marie Curie, w Paryżu przez Frédéric Hecht we współpracy z Olivier Pironneau, Jacques Morice, Antoine Le Hyaric i Kohji Ohtsuka [Sadaka 2012]. Wyko-

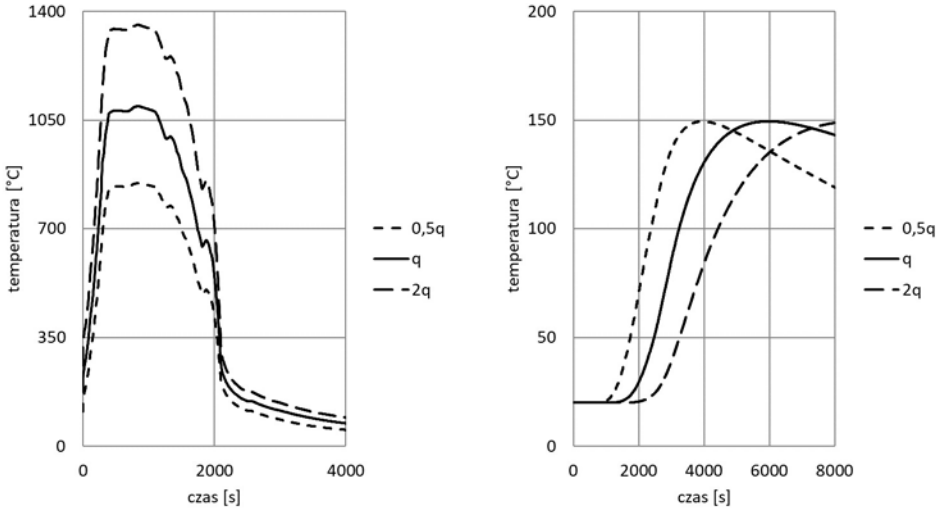
rzystuje ono metodę elementów skończonych, która dobrze sprawdza się w analizach wymiany ciepła.

3. WYNIKI ANALIZ NUMERYCZNYCH

Analiza wykazała, że wyniki obliczeń są zbliżone do wyników opublikowanych w literaturze [Mayers, Martin i Blosser 2000], rys. 5 i 6. Maksymalna temperatura na powierzchni izolacji, niezależnie od konfiguracji, występuje po 845 sekundach. Temperatura ta za każdym razem jest prawie taka sama. Różnice sięgają kilku stopni Celsjusza. Profil temperaturowy dla różnych osłon ma podobny przebieg. Różnice na powierzchni stopu aluminium związane są przede wszystkim z czasem wystąpienia maksymalnej temperatury. Należy zwrócić uwagę, że osłona typu AFRSI, z uwagi na znacznie mniejsze temperatury pracy, ma wyraźnie bardziej ograniczone możliwości zastosowania.



Rys. 5. Rozkład maksymalnej temperatury na powierzchni izolacji (po lewej) i poszycia (po prawej) – dla 0,1q oraz 0,25q



Rys. 6. Rozkład maksymalnej temperatury na powierzchni izolacji (po lewej) i poszycia (po prawej) – dla osłony TABI

Wyniki potwierdzają, że najlepsze efekty obliczeń dotyczą kroku czasowego 5 s. Zachowana zostaje wtedy zbieżność wyników w zakresie przyjętej dokładności 1°C.

4. WNIOSKI

Nowe materiały, jak analiza wykazała, mają bardzo podobne właściwości termiczne w porównaniu z materiałami poprzedniej generacji. Właściwości termiczne są jednymi z najważniejszych parametrów systemu osłony termicznej. Różnice w otrzymanych wynikach w stosunku do wyników zaczerpniętych z literatury sięgają 2,5%, co potwierdza prawidłowe sformułowanie kodu numerycznego, a tym samym przydatność środowiska FreeFem ++ dla obliczeń cieplnych z uwzględnieniem zmiennego w czasie przebiegu ciśnienia.

LITERATURA

1. Baumgartner R. I., 1997, VentureStar TM Single Stage to Orbit Reusable Launch Vehicle Program Overview. Proceedings of the Space Technology and Applications International Forum, Vol. 3, Albuquerque.
2. Daryabeigi K., Knutson J., K., Cunnington G. R., 2011, Heat Transfer Measurement and Modeling in Rigid High-Temperature Reusable Surface Insulation Tiles, 49th

AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando.
3. Mayers E. D., Martin J. C., Blosser L. M., 2000, Parametric weight comparison of advanced metallic, ceramic tile, and ceramic blanket thermal protection systems, NASA, Hampton.
4. Sadaka G., 2012, FreeFem++, a tool to solve PDEs numerically, Universit´e de Picardie Jules Verne.
5. Sawko P. M., Goldstein E. H., 1992, Performance of uncoated AFRSI blankets during multiple Space Shuttle flights, NASA Technical Memorandum.
6. Williams S.D., Curry, D. M., 1992, Thermal Protection Materials, Thermophysical Property Data. NASA Reference Publication 1289.
7. Zhu H., 2004, Design Of Metallic Foams As Insulation In Thermal Protection Systems, doctoral thesis, University Of Florida.

THERMAL ANALYSIS OF A FLEXIBLE CERAMIC BLANKET

Abstract

The paper presents the problem of aerodynamic heating and advanced thermal shield systems. A reusable thermal protection system made of flexible ceramics was adopted for analysis. Based on the test results, temperatures on selected surfaces of individual solutions were compared. The analysis was performed in a non-commercial FreeFem ++ environment, using the finite element method, and its results were compared with the results published in the literature. In this way, the correctness of the code and accepted data, in particular material data, was verified. Numerical analysis is an introduction to further research related to temperature distribution in damaged insulation materials.

Keywords: unsteady heat transfer, aerodynamic heating, thermal protection system

Łukasz BRODZIK*

ANALIZA TERMICZNA SZTYWNEJ PŁYTY CERAMICZNEJ

W artykule przedstawiono problem nagrzewania aerodynamicznego osłony termicznej zbudowanej ze sztywnej ceramiki. Na podstawie wyników badań pokazano, jakie są różnice w przyroście gęstości powierzchniowej rozpatrywanych materiałów. Masa jest jednym z kluczowych parametrów materiałów używanych w transporcie kosmicznym. Analizę wykonano w środowisku niekomercyjnym FreeFem++, używając metody elementów skończonych. Jest ona wstępem do dalszych badań związanych z rozkładem temperatur z użyciem modeli 2D i 3D.

Słowa kluczowe: niestacjonarny przepływ ciepła, nagrzewanie aerodynamiczne, system osłony termicznej

1. WPROWADZENIE

W systemach osłony termicznej wykorzystywanych w transporcie kosmicznym coraz częściej korzysta się z izolatorów. Główną korzyścią jest możliwość wielokrotnego ich użycia. Pozwala to na obniżenie kosztów eksploatacji systemu osłony termicznej. Niestety izolacje nie są dość wytrzymałe. Dlatego system osłony izolacyjnej jest oddzielony od metalu przez dodanie podkładki usztywniającej, która przywiera do obudowy.

Rozwój technologii związanej ze sztywnymi izolatorami doprowadził do powstania osłony LI900, a później AETB (bariera cieplna ze wzmocnieniem aluminiowym). Obie osłony termiczne zostały wykorzystane w analizie.

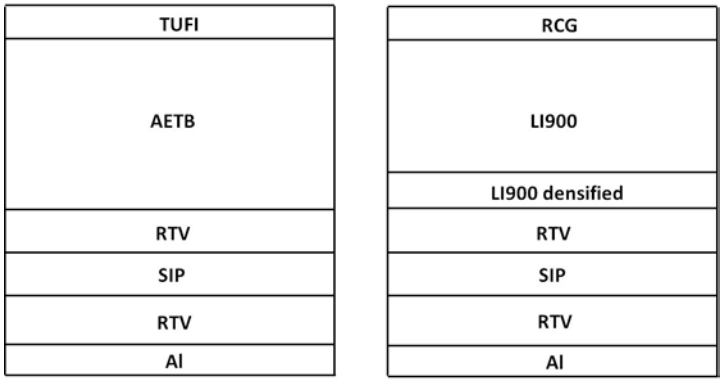
Materiał LI900 wytwarzany jest w 99,9% z włókna czystego szkła kwarcowego i 94% jego objętości stanowi powietrze. Może pracować w temperaturach sięgających 1204°C. Był on podstawowym materiałem do budowy płytek HRSI (wysokotemperaturowa izolacja wielokrotnego użytku – kolor czarny) i LRSI (niskotemperaturowa izolacja wielokrotnego użytku – kolor biały) używanych w amerykańskim

* Zakład Inżynierii Lotniczej, Politechnika Poznańska.

wahadłowcu. Płytka składa się z siedmiu warstw. Pierwszą jest poszycie ze stopu aluminium, drugą polimer (SIP) a trzecią izolator z włókien krzemowych. Płytka zawiera ponadto warstwę kleju (RTV) do powlekania wulkanizowanego (RCG reakcyjne szkło utwardzone) [Yuen, Takara i Cunnington 2003]. Wymiary płyty to 15 x 15 cm.

Płytka AETB z pokryciem TUFI powstała jako rozwinięcie izolacji LI900. Płytki AETB mają większą wytrzymałość, co zwiększa bezpieczeństwo i posiadają maksymalną temperaturę pracy 1371°C. W związku z tym, w 1996 roku płytką AETB zastąpiono osłony HRSI wykonane z oryginalnego materiału tylko w obszarach o wysokim ryzyku kolizji z obiektami zewnętrznymi. AETB jest obecnie wykorzystywany w bezzałogowym amerykańskim wahadłowcu X37b. System składa się z warstwy izolacji AETB, jest pokryty ceramiczną powłoką TUFI i zamontowany na podkładce SIP za pomocą kleju RTV [Bradford 2006]. Wymiary płytki to 20 x 20 cm.

Celem badań było porównanie przyrostu gęstości powierzchniowej i grubości izolatora w zakresie rozpatrywanych przepływów ciepła. Schemat obu osłon termicznych przedstawiono na rys. 1.



Rys. 1. Schemat systemu osłony termicznej z warstwą sztywnej ceramiki: AETB (z lewej) oraz LI900 (z prawej)

2. SFORMUŁOWANIE PROBLEMU WYMIANY CIEPŁA

W objętości osłony rozwiązywane jest równanie przewodzenia ciepła:

$$\rho c_p \left(\frac{\partial T}{\partial t}\right) = \frac{\partial}{\partial x}\left(k_x \frac{\partial T}{\partial x}\right) + \frac{\partial}{\partial y}\left(k_y \frac{\partial T}{\partial y}\right) + \frac{\partial}{\partial z}\left(k_z \frac{\partial T}{\partial z}\right) \quad (1)$$

które dla modelu jednowymiarowego zredukowane jest do postaci:

$$\rho c_p \left(\frac{\partial T}{\partial t}\right) = \frac{\partial}{\partial z}\left(k_z \frac{\partial T}{\partial z}\right) \quad (2)$$

z warunkiem brzegowym na styku sąsiadujących warstw ($T_I = T_{II}$,)

$$k_{zI}\frac{\partial T_I}{\partial n} = k_{zII}\frac{\partial T_{II}}{\partial n} \tag{3}$$

z warunkiem brzegowym Γ_1

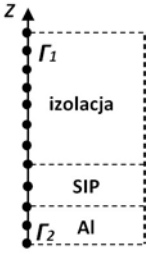
$$-k_z\frac{\partial T}{\partial n} = q(t) + \varepsilon\sigma\left(T^4 - T_f^4\right) \tag{4}$$

oraz Γ_2

$$\frac{\partial T}{\partial n} = 0 \tag{5}$$

gdzie:
ρ – gęstość [kg/m^3], c_p – ciepło właściwe [J/(kg·K)], k – współczynnik przewodzenia ciepła [W/(m·K)], T – temperatura [K], q – gęstość strumienia ciepła [W/m^2], ε – współczynnik emisyjności cieplnej [-], σ – stała Stefana-Boltzmanna [W/(m^{2}K^4)]

Profil zmian ciśnienia p i strumienia ciepła q zostały zaczerpnięte z literatury [Baumgartner 1997]. Do analizy przyjęto uproszczony model zbudowany z trzech warstw, rys. 2.



Rys. 2. Schemat modelu 1D

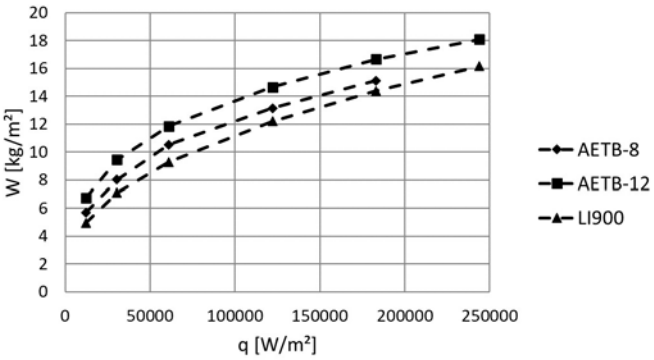
Przebiegi ciśnienia p i strumienia ciepła q zostały zaczerpnięte z literatury [Baumgartner 1997]. Bardzo cienkie warstwy nie mają istotnego wpływu na wyniki i w analizie zostały pominięte. Dla przyjętych materiałów założono, że grubość aluminiowego poszycia jest stała, równa 2,54 mm a podkładki SIP, równa 4,06 mm. Dane materiałowe stosowane w analizie zostały uzyskane z literatury [Cunnington i Lee 1996, Chiu i Pitts 1991]. Gęstość powierzchniowa W [kg/m^2] dla każdej konfiguracji była obliczana zgodnie z następującym wzorem [Mayers, Martin i Blosser 2000]:

$$W = a + b \cdot c \tag{6}$$

gdzie:
a [kg/m^2] jest gęstością powierzchniową wszystkich warstw z wyjątkiem izolatora, b [kg/m^3] jest gęstością izolatora w ustalonej objętości wraz pokryciami bocznymi dla każdej z konfiguracji, natomiast c [m] jest parametrem wyrażającym grubość izolacji.
Dla przyjętych osłon termicznych:
LI900: a = 2.41, b = 150,19; AETB-8: a = 2.96, b = 131,42

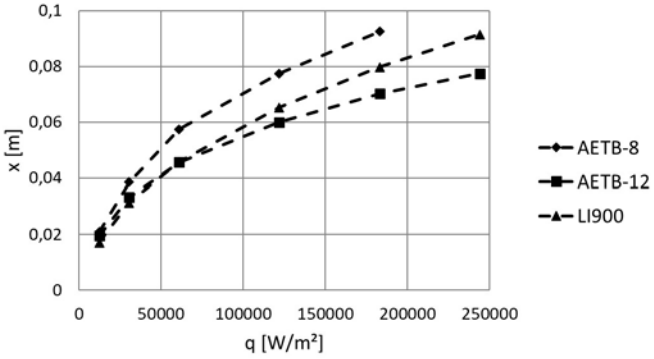
3. WYNIKI ANALIZ NUMERYCZNYCH

Na rysunku 3 pokazano, jak duży przyrost masy osłony niezbędny jest do przeniesienia coraz większego strumienia ciepła w odniesieniu do 1 m^2. Dla takich samych wartości strumienia ciepła przedstawiono wzrost udziału izolatora w osłonie, rys. 4. W analizie uwzględniono osłonę AETB o mniejszej (od nazwy w brytyjskiej jednostce miary 8 lb/ft^3) i większej (12 lb/ft^3) gęstości izolatora.



Rys. 3. Gęstość powierzchniowa w funkcji gęstości strumienia ciepła dla różnych rozwiązań

Z przeprowadzonej analizy wynika, że względnie nieduża różnica gęstości powierzchniowej w zakresie rozpatrywanego strumienia ciepła występuje w osłonie LI900 oraz AETB-8. Wskazywać to może na to, że korzystniej zastosować lżejszą osłonę AETB w obszarach o niższej temperaturze, a cięższą w miejscach poddanych większym obciążeniom cieplnym. Ponadto, porównywalne pod względem masy osłony LI900 oraz AETB-8 różni jeden bardzo ważny czynnik. Koszty drugiego z wymienionych systemów są wyraźnie niższe, nie tylko montażu, ale także eksploatacji w całym jej okresie trwania [Rasky, Milos i Squire 2000].



Rys. 4. Grubość izolatora w funkcji gęstości strumienia ciepła dla różnych rozwiązań

4. WNIOSKI

Przeprowadzone analizy numeryczne pokazały, że przyrost grubości izolatora osłony termicznej AETB-8 dla większych wartości strumienia ciepła jest znacznie większy w porównaniu z osłoną LI900. W nowszych materiałach wymagana jest większa wytrzymałość mechaniczna. Z uwagi na to, że sztywne płyty ceramiczne pracują pod dużymi obciążeniami istotna jest zdolność do sprawnego usuwania nadmiaru ciepła drogą radiacji. Użyte oprogramowanie może być wykorzystane do obliczeń bardziej skomplikowanych, właśnie pod względem radiacji, gdzie wynik uzyskiwany jest w wyniku przybliżenia rozwiązania równania transferu promieniowania cieplnego.

LITERATURA

1. Baumgartner R. I., 1997, VentureStar TM Single Stage to Orbit Reusable Launch Vehicle Program Overview. Proceedings of the Space Technology and Applications International Forum, Vol. 3, Albuquerque.
2. Bradford., 2006, Thermal Protection System Sizing and Selection for RLVs Using the Sentry Code, 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Sacramento.
3. Chiu S. A., Pitts W. C., 1991, Reusable Surface Insulation for Reentry Spacecraft. AIAA Paper 91-0695, 29th Aerospace Sciences Meeting.
4. Cunnington G. R., Lee S. C., 1996, Radiative Properties of FibrousThermal Insulation,"Journal of Thermophysics and Heat Transfer,Vol. 10, No. 3.
5. Rasky D. J., Milos F. S., Squire T. H., 2000, TPS materials and costs for future reusable launch vehichles, Thermal Protection Materials & Systems Branch, NASA, Hampton.
6. Yuen W. W., Takara E., Cunnington G. R., 2003, Combined conductive/radiative heat transfer in high porosity fibrous insulation materials: theory and experiment, The 6th ASME-JSME Thermal Engineering Joint Conference.

THERMAL ANALYSIS OF A RIGID CERAMIC TILE

Abstract

The paper presents the problem of aerodynamic heating of a thermal shield made of rigid ceramics. Based on the test results, there was shown what are the differences in the increase of surface density of the considered materials. Mass is one of the key parameters of materials used in space transportation. The analysis was performed in a non-commercial

FreeFem ++ environment, using the finite element method. It is an introduction to further research related to the temperature distribution using 2D and 3D models.

Keywords: unsteady heat transfer, aerodynamic heating, thermal protection system

Tomasz CHUKOWSKI*
Marcin KICIŃSKI**

PROPOZYCJA KONCEPCJI MODELU SYSTEMU EKSPLOATACJI POJAZDÓW W BAZIE LOTNICTWA TAKTYCZNEGO

Prezentowany artykuł poświęcony jest tematyce związanej z oceną, badaniami, opracowaniem modelu matematycznego systemu eksploatacji pojazdów samochodowych Bazy Lotnictwa Taktycznego (BLT). Jej podstawowym celem jest opracowanie algorytmu wskazującego sposób zwiększenia efektywności funkcjonowania sytemu eksploatacji pojazdów samochodowych Baz Lotnictwa Taktycznego, który może być wykorzystany przez zarządzającego systemem w ramach wspomagania decyzji. W ramach niniejszego artykułu przedstawiono propozycję koncepcji modelu systemu eksploatatcji pojazdów definując zmienne wejściowe i wyjściowe oraz przedstawaiając zależności matematyczne. Przedstawiona koncepcja bazuje na rozwiązaniach modelowych opracowanych dla systemów eksploatatcji pojazdów cywilnych.

Słowa kluczowe: system eksploatacji pojazdów, modelowanie matematyczne, Baza Lotnictwa Taktycznego

1. WPROWADZENIE

Kierowanie i zarządzanie eksploatacją sprzętu wojskowego jest bardzo istotną funkcją podsystemu technicznego Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej (SZRP). Nowoczesne narzędzia informatyczne sprzężone z funkcjonującymi systemami mogą być bardzo pomocne w tym zakresie. Bieżące monitorowanie wskaźników sprawności sprzętu w Siłach Zbrojnych (SZ) jest obecnie realizowane przy pomocy różnego rodzaju meldunków przesyłanych poprzez wiele szczebli. Taki system jest pracochłonny, a rzetelność danych zależy od sporządzających meldunki. Wyjątkiem jest

* 1 Skrzydło Lotnictwa Taktycznego w Świdwinie.
** Politechnika Poznańska, Wydział Inżynierii Lądowej i Transportu, Instytut Transportu, Zakład Systemów Transportowych.

wprowadzony system SAMANTA służący do monitorowania eksploatacji statków powietrznych przedstawiający bieżącą informacją o ich sprawności. Przy tak dużej liczbie sprzętu wojskowego jakim dysponują SZ narzędzia informatyczne umożliwiające ocenę systemu eksploatacji oraz wspomagające personel techniczny w planowaniu i podejmowaniu decyzji są dziś czymś niezbędnym w efektywnym ich zarządzaniu.

Nowe technologie rejestrujące parametry i wskaźniki eksploatacji, ich wzajemne korelacje wraz z zastosowanymi modelami matematycznymi umożliwiają zlokalizowanie problemów eksploatacyjnych oraz są bardzo pomocnym narzędziem przy ich rozwiązaniu.

Przedstawiona w niniejszym artykule kncepcja modelu matematycznego systemu eksploatatcji pojazdów samochodowych (SEPS) ma być punktem wyjściowym opracowania narzędzia wspomagającego proces decyzyjny w ramach zarządzania systemami eksploatacji w SZ RP.

2. PROCES TWORZENIA KONCEPCJI MODELU SEP W BLT

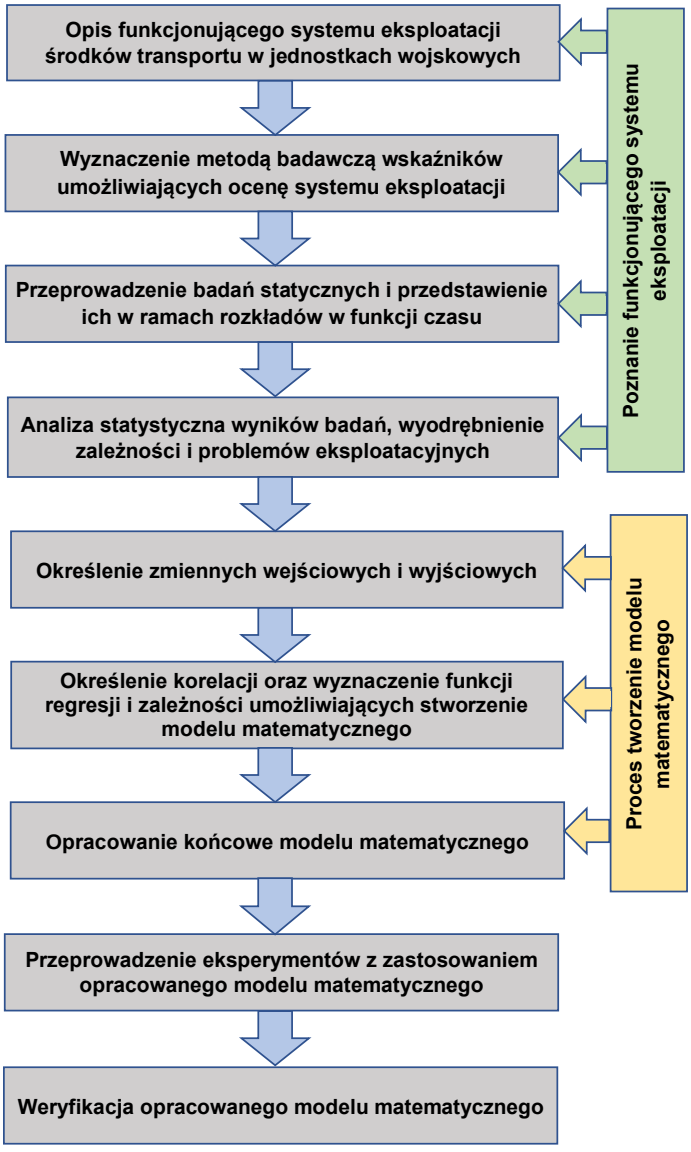
2.1. Etapy tworzenia modelu

Koncepcję modelu matematycznego systemu eksploatacji pojazdów samochodowych Bazy Lotnictwa Taktycznego opracowano w oparciu o metodę eksperymentalną szeroko opisywaną w literaturze [Niziński 2002, Polański 1984, Żółtowski i Niziński 2010] oraz na bazie badań własnych [Chukowski 2019, Chukowski i Kiciński 2019]. Przedstawiony w artykule proces tworzenia modelu matematycznego jest częścią działań ukierunkowanych na poprawę efektywności funkcjonowania sytemu eksploatacji pojazdów samochodowych Baz Lotnictwa Taktycznego. Jak przedstawiono na rys. 1 składa się on zasadniczo z 9 zadań. W ogólności jednak wyróżnić można w nim dwa zasadnicze etapy: pierwszy (E1) związany z opisem i oceną funkcjonującego systemu eksploatacji oraz poznaniem funkcjonujących zależności oraz drugi (E2) – konstrukcja modelu matematycznego systemu eksploatacji Bazy Lotnictwa Taktycznego. W przypadku E1 wyróżnić można:

- opis obiektu badań czyli SE BLT,
- wyznaczenie metodą badawczą wskaźników celem oceny funkcjonującego systemu eksploatacji pojazdów samochodowych,
- badania statystyczne,
- analizę uzyskanych wyników oraz określenia funkcjonujących zależności w aspekcie zdefiniowanych problemów eksploatatcyjnych.

Proces tworzenia modelu matematycznego rozpoczęto od określenia zmiennych wejściowych i wyjściowych. Następnie w wyniku analizy czasowych rozkładów statystycznych wielkości eksploatacyjnych określono korelacje, które umożliwiły

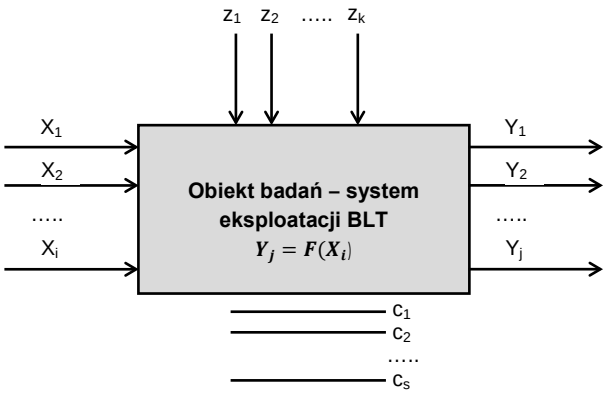
zastosowanie funkcji regresji. Opracowanie końcowe modelu matematycznego sprowadzało się do zastosowania funkcji regresji oraz innych opisanych wcześniej zależności. Na zakończenie przeprowadzono eksperymenty obliczeniowe i zweryfikowano stworzony model matematyczny systemu eksploatacji pojazdów samochodowych.



Rys. 1. Schemat procesu tworzenia koncepcji modelu matematycznego systemu eksploatacji Bazy Lotnictwa Taktycznego (opracowanie na podstawie [Chukowski 2019])

2.2. Zmienne, dane wejściowe i wyjściowe

Przedstawiona koncepcja modelu matematycznego SE BLT, przedstawiona na rys. 2 uwzględnia zmienne oraz dane wejściowe, które we wcześniej opisanych uwarunkowaniach funkcjonującego systemu eksploatacji pojazdów samochodowych mogą być modyfikowane w procesie decyzyjnym. Wzięto pod uwagę ujawnione podczas badań problemy eksploatacyjne, które przy określonych warunkach brzegowych można przynajmniej częściowo rozwiązywać. Dane wyjściowe są natomiast wskaźnikami systemu eksploatacji pozwalającymi ocenić funkcjonowanie SE pojazdów samochodowych przy różnych wartoąciach zmiennych wejściowych.



Rys. 2. Model matematyczny systemu eksploatatcji BLT (opracowanie na podstawie [Niziński 2002])

Poszczególne symbole na rys. 2 oznaczają odpowiednio:

− X_1, X_2, …, X_i: wielkości wejściowe. Po dokonanej analizie wybrano dwie wielkości wejściowe majce znaczny wpływ na funkcjonowanie systemu eksploatacji BLT – jest to średni czas oczekiwania na realizację zapotrzebowania na części zamienne T^{zap_sr} oraz współczynnik przewyższenia pracowników P który jest ilorazem pracochłonności i rzeczywistego czasu obsługi oraz naprawy na stanowisku obsługowym. Pierwsza wielkość wejściowa jest zależna od funkcjonującego w wojsku systemu zaopatrywania, druga wielkości zależy natomiast od organizacji pracy na stanowiskach warsztatowych.

− Y_1, Y_2, …, Y_i: wielkości wyjściowe tj. wskaźniki eksploatacji takie, jak:
  a) wskaźnik gotowości technicznej sprzętu Kg [–],
  b) wskaźnik postoju pojazdu w obsługach i naprawach Kp [–],
  c) współczynnik obciążenia stanowisk N,
  d) średni czas postoju biernego w naprawie $T^{n\_pos\_śr}$ [h],
  e) średni czas trwania naprawy $T^{n\_śr}$ [h],

f) wskaźnik postoju biernego w naprawie K^{pos_n} [–],

g) średnia liczba dni (roboczych) przebywania pojazdu w naprawach i obsługach $T^{on\_poj\_śr}$ [dni],

h) czas postoju pojazdów w obsługach i naprawach na 1000 km $T^{on'}$ [h/1000km].

− $c_1, c_2, \ldots, c_s$: wielkości stałe, których wartości nie zmieniały się podczas wykonywanych eksperymentów obliczeniowych (np. liczba stanowisk obsługowych, całkowita liczba pracowników warsztatowych).

− $z_1, z_2, \ldots, z_k$: wielkości zakłócające (czynniki zakłócające), które są albo znane i mierzalne, lecz celowo pomijane, albo znane, lecz niemierzalne, lub też nieznane, a ich wpływ na wynik eksperymentu jest przypadkowy (np. choroba pracowników, realizacja innych nieplanowych zadań realizowanych przez personel warsztatu, awaria urządzeń warsztatowych powodujących wyłączenie stanowisk obsługowych, naprawy i obsługi poza zapleczem technicznym BLT).

2.3. Analiza pozyskanych danych

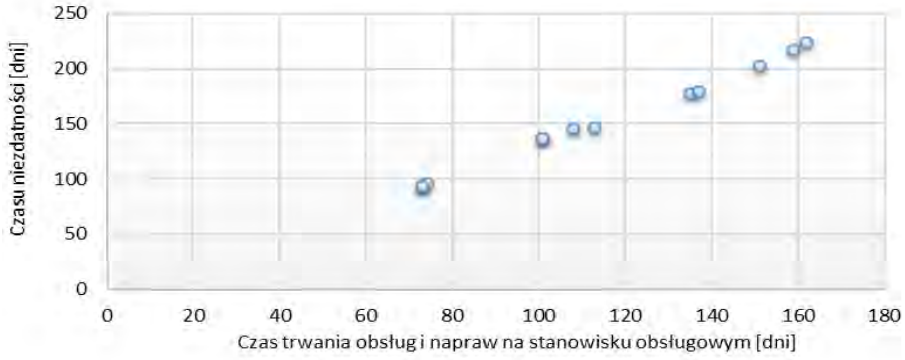
Wyselekcjonowane dane wejściowe i wyjściowe implikowały wybór odpowiednich zależności (w tym przypadku korelacji) a co za tym idzie użycie również odpowiednich funkcji regresji. W opracowanym modelu zastosowano funkcję regresji liniowej [Montgomery, Peck i Vinin 2007, Rosenblatt i Bell 2019, Saber i Lee 2003] w dwóch przypadkach celem ustalenia zależności pomiędzy następującymi wielkościami:

− Średni czas postoju biernego w naprawie $T^{n\_pos\_sr}$ oraz średni czas oczekiwania na realizację zapotrzebowania na części zamienne T^{zap_sr}. W ramach prowadzonych badań wpływu systemu zaopatrywania w techniczne środki materiałowe na funkcjonowanie systemu eksploatacji w BLT uzyskano wysoki współczynnik korelacji 0,82 pomiędzy średnim czasem oczekiwania na realizację zapotrzebowania na części zamienne T^{zap_sr} a średnim czasem postoju biernego w naprawie T^{pos_sr}, co wskazywało na duży wpływ systemu zaopatrywania w części zamienne na czas postoju biernego, a tym samym na czas realizacji naprawy.

− Czas niezdatności T^{on} oraz czas trwania obsług i napraw na stanowisku obsługowym Ton_dr (uwzględniający tylko dni robocze i czas realizacji obsługi/naprawy do 7 godz. na dobę). Ustalenie powyższej zależności było niezbędne do obliczenia niektórych wskaźników. Wskaźnik korelacji w tym przypadku wyniósł 0,99.

Użycie funkcji regresji liniowej wynikało z przeprowadzonej wcześniej analizy wykresów rozrzutu (kleogramów) przedstawionych na rys. 3 i 4, które wskazują na charakter liniowy zależności pomiędzy badanymi wielkościami.

Rys. 3. Wykres rozrzutu (korelogram) pomiędzy czasem oczekiwania na realizację zapotrzebowania na części zamienne T^{zap_sr} a średnim czasem postoju biernego w naprawie $T^{n\_pos\_sr}$ [h] (opracowanie własne)



Rys. 4. Wykres rozrzutu (korelogram) pomiędzy czasem trwania obsług i napraw na stanowisku obsługowym (uwzględniający tylko dni robocze i czas realizacji obsługi/naprawy do 7 godz. na dobę) T^{on_dr} a czasem niezdatności T^{on_mod} (opracowanie własne)

Należy podkreślić, że analiza regresji liniowej jest najczęściej spotykanym rodzajem analizy regresji. Zakłada ona, że zależność pomiędzy zmienną y – objaśnianą (czasem nazywaną zależną) a zmienną x – (czasem nazywaną niezależną) objaśniająca jest zależnością liniową typu:

$$y = bx + a, \tag{1}$$

gdzie:

b – współczynnik kierunkowy, współczynnik regresji y względem x (*ang. slope*),

a – wyraz wolny (*ang. intercept*).

W analizowanych przypadkach za zmienną niezależną *x* przyjęto:

− średni czas oczekiwania na realizację zapotrzebowania na części zamienne T^{zap_sr} natomiast zmienną zależną *y* – średni czas postoju biernego w naprawie $T^{n\_pos\_sr}$. W wyniku przeprowadzonych obliczeń wyznaczono równanie prostej średniego czas postoju biernego w naprawie o następującej postaci:

$$T^{n\_pos\_sr\_mod} = 0,9478 \cdot T^{zap\_sr} + 6,9846 \ [\text{h}], \tag{2}$$

gdzie:

$T^{n\_pos\_sr\_mod}$ oznacza modelowany średni czas postoju biernego w naprawie [h].

− czas trwania obsług i napraw T^{on_dr}, a czas niezdatności T^{on} jest zmienną zależną *y*. W tym przypadku uzyskano następujące równanie regresji liniowej:

$$T^{on\_mod} = 1,389696 \cdot T^{on\_dr} - 77,8912 \ [\text{h}], \tag{3}$$

gdzie:

T^{on_mod} oznacza modelowany czas niezdatności.

W wyznaczonych równaniach regresyjnych uzyskano następujące współczynniki dopasowania R^2:

− 0,67 dla równania (2),
− 0,98 dla równania (3).

2.4. Wskaźniki modelu

Do opracowania modelu matematycznego wykorzystano zależność, którą nazwano wskaźniem przewyższenia *P*. Według tej zależności (przy określonej w karcie usług technicznej pracochłonności obsługi/naprawy T^{on_rbh}) wskaźnik przewyższenia, jest wielkością wejściową i wpływa na czas rzeczywisty naprawy $T^{n\_rzecz\_mod}$ zgodnie z wzorem:

$$T^{on\_rzecz\_mod} = \frac{T^{on\_rbh}}{P} \ [\text{h}], \tag{4}$$

gdzie:

$T^{on\_rzecz\_mod}$ oznacza modelowany rzeczywisty czas obsługi oraz naprawy.

Czas postoju biernego i czas rzeczywisty obsługi i naprawy są składowymi całkowitego czas trwania obsługi oraz naprawy na stanowisku obsługowym T^{on_dr}. Wpływając na czasy składowe poprzez wielkości wejściowe wpływa się na całkowity czas trwania obsługi oraz naprawy $T^{on\_dr\_mod}$ według zależności:

$$T^{on\_dr\_mod} = T^{on\_rzecz\_mod} + T^{n\_pos\_sr\_mod} + T^{o\_pos} \ [\text{h}], \tag{5}$$

gdzie:

$T^{on\_dr\_mod}$ – modelowany całkowity czas trwania obsługi/naprawy na stanowisku obsługowym [h],

T^{o_pos} – czas postoju biernego w obsłudze (wartość uzyskana w ramach prowadzonych badań [h].

Do wyznaczenia wskaźników stanowiących wskaźniki wyjściowe wykorzystano następujące wielkości:

- Wskaźnik gotowości technicznej sprzętu Kg^{mod}:

$$Kg^{\text{mod}} = \frac{\sum_i T_i^{\text{u}}}{\sum_i T_i^{\text{u}} + \sum_i T_i^{\text{on\_mod}}} \ [-], \tag{6}$$

gdzie:

$T^{\text{on\_mod}}$ – całkowity modelowany czas niezdatności eksploatowanych pojazdów w określonym przedziale czasu np. [h],

T_i^{u} – łączny czas użytkowania i-tego pojazdu samochodowego w czasie t (tzw. czas zdatności) np. [h].

- Wskaźnik postoju pojazdów w obsługach i naprawach Kp^{mod}:

$$Kp^{\text{mod}} = \frac{\sum_i T_i^{\text{n\_mod}}}{\sum_i T_i^{\text{u}} + \sum_i T_i^{\text{n\_mod}}} \ [-]. \tag{7}$$

- Współczynnik obciążenia stanowisk obsługow-naprawczych zaplecza technicznego N^{mod}:

$$N^{\text{mod}} = w\frac{T^{\text{n\_dr\_mod}}}{T^{\text{hor\_wl}}} \ [-], \tag{8}$$

gdzie:

$T^{\text{on\_dr\_mod}}$ – całkowity modelowany czas trwania obsług oraz napraw na stanowiskach obsługowo-naprawczych w określonym przedziale czasu,

w – stosunek liczby wydzielonych stanowisk obsługowych na potrzeby BLT do ich całkowitej liczby,

T^{hor_wl} – łączny fundusz czasu dostępności stanowisk obsługowych własnego zaplecza technicznego wyrażonego w badanym przedziale czasu.

- Średni czas postoju biernego pojazdu w naprawie $T^{\text{n\_pos\_sr\_mod}}$:

$$T^{\text{n\_poj\_sr\_mod}} = \frac{T^{\text{n\_dr\_mod}}}{7 \cdot s} \ [\text{dni}], \tag{9}$$

gdzie:

s – liczba analizowanych pojazdów [szt.].

- Średni czas postoju biernego pojazdu w naprawie $T^{\text{n\_sr\_mod}}$:

$$T^{\text{n\_sr\_mod}} = \frac{\sum_i T_i^{\text{pos\_sr\_mod}} + \sum_i T_i^{\text{n\_rzecz\_mod}}}{n} \ [\text{h}], \tag{10}$$

gdzie:

$T^{\text{n\_pos\_mod}}$ – całkowity modelowany czas postoju biernego pojazdu [h],

$T^{\text{n\_rzecz\_mod}}$ – całkowity modelowany czas naprawy pojazdu [h],

n – liczba przeprowadzonych napraw) odnosi się do określonego przedziału czasowego.

- Wskaźnik postoju biernego w naprawie $K^{\text{pos\_n\_mod}}$:

$$K^{\text{pos\_n\_mod}} = \frac{T^{\text{n\_pos\_sr\_mod}}}{T^{\text{n\_sr\_mod}}} \ [-]. \tag{11}$$

− Średnia liczba dni (roboczych) przebywania pojazdu w naprawach i obsługach $T^{\text{on\_poj\_sr\_mod}}$:

$$T^{\text{on\_poj\_sr\_mod}} = \frac{T^{\text{on\_dr\_mod}}}{7 \cdot s} \ [\text{dni}]. \tag{12}$$

− Czas postoju pojazdów w obsługach i naprawach na 1000 km $T^{\text{on'mod}}$:

$$T^{\text{on'mod}} = \frac{T^{\text{on\_dr\_mod}}}{l} \cdot 1000 \left[\frac{\text{h}}{1000\text{km}}\right], \tag{13}$$

gdzie:
l – oznacza całkowity przebieg badanych pojazdów.

− Czas obsługi i naprawy pojazdu $T^{\text{on\_rzecz\_mod}}$:

$$T^{\text{on\_rzecz\_mod}} = \frac{T^{\text{on\_rbh}}}{p} \ [\text{h}], \tag{14}$$

gdzie:
$T^{\text{on\_rbh}}$ oznacza łączny czas postoju pojazdów w obsłudzie i naprawie, wyrażonej w roboczogodzinach [rbh],
p – liczba pojazdów [szt.].

3. PODSUMOWANIE

Przedstawiona w niniejszym artykule koncepcja modelu systemu eksploatacji stanowi punkt wyjściowy do dalszych prac, których celem jest zweryfikowanie zaproponowanego podejścia. W opracowanym podejściu dane wejściowe zostały wyselekcjonowane tak, aby można było rozwiązać wynikłe podczas badań problemy eksploatacyjne związane z obsługą i naprawą pojazdów w BLT. Niezwykle istotne jest także to, iż przy zbieraniu danych na potrzeby opracowania koncepcji wzięto pod uwagę realne ograniczenia, możliwości oraz relatywnie szybki czas wprowadzenia zmian. W celu zweryfikowania zaproponowanej koncepcji w dalszym etapie prac przewidziano przeprowadzenie eksperymwtów obliczeniowych dla pojazdów wybranej Bazy Lotnictwa Taktycznego.

LITERATURA

1. Brandt S., 2002, Analiza danych. Metody statystyczne i obliczeniowe, Wydawnictwo Naukowe PWN, Warszawa.

2. Chukowski T., 2019, Analiza systemu eksploatacji pojazdów samochodowych w ramach zadań zabezpieczenia logistycznego realizowanych przez Bazę Lotnictwa Taktycznego, rozprawa doktorska, Politechnika Poznańska.
3. Chukowski T., Kiciński M., 2019, The characteristics of the vehicle maintenance system in tactical air base, Journal of Mechanical and Transport Engineering, Vol. 71, No. 1, p. 5-16.
4. Montgomery D.C., Peck E.A., Vining G.G., 2007, Introduction to Linear Regression Analysis, Wiley-Interscience.
5. Niziński S., 2002, Eksploatacja obiektów technicznych, Biblioteka problemów eksploatacji, Wydawnictwo ITeE, Warszawa-Sulejówek-Olsztyn-Radom.
6. Polański Z., 1984, Planowanie doświadczeń w technice, Wydawnictwo Naukowe PWN, Warszawa.
7. Rosenblatt J., Bell S., 2019, Mathematical Analysis for Modeling. CRC Press.
8. Seber A.F., Lee A.J., 2003, Linear Regression Analysis, John Wiley and Sons, Inc.
9. Żółtowski B., Niziński S., 2010, Modelowanie procesów eksploatacji, Biblioteka problemów eksploatacji, Wydawnictwo ITeE, Radom.

CONCEPTION OF THE MODEL VEHICLE EXPLOITATION SYSTEMS IN THE TACTICAL AIR BASE

Abstract

This article is devoted to assessment, research and mathematical model development of the vehicle exploitation systems in the Tactical Air Base (TAB). Its primary goal is to develop an algorithm that indicates how to increase the efficiency of the Tactical Air Bases exploitation system, which can be used by the system manager in the decision-making process. As part of the mathematical model development, input and output variables were determined, mathematical functions describing relationships of the vehicle exploitation systems were determined. Using the developed mathematical model and MS Excel, computational experiments were carried out to create a probable image of the vehicle exploitation systems. The experiments were conducted with changes of input parameters. The mathematical model created was verified based on the values of indicators obtained as part of previous researches.

Keywords: vehicle exploitation systems, mathematical modeling, Tactical Air Base

Tomasz CHUKOWSKI*
Marcin KICIŃSKI**

MODEL SYSTEMU EKSPLOATACJI POJAZDÓW – ANALIZA PRZYPADKU BAZY LOTNICTWA TAKTYCZNEGO

Niniejszy artykuł dotyczy zagadnienia modelowania matematycznego systemu eksploatacji pojazdów samochodowych Bazy Lotnictwa Taktycznego (BLT). Na podstawie zaproponowanej koncepcji przy użyciu programu MS Excel przeprowadzono eksperymenty obliczeniowe mające na celu przedstawienie potencjalnego obrazu systemu eksploatacji pojazdów w BLT z uwzględnieniem zmian parametrów wejściowych. W oparciu o wartości wskaźników otrzymanych w ramach prowadzonych wcześniej badań zweryfikowano opracowany model matematyczny.

Słowa kluczowe: system eksploatacji pojazdów, modelowanie matematyczne, Baza Lotnictwa Taktycznego

1. WPROWADZENIE

Zarządzanie eksploatacją sprzętu wojskowego obecnie jest zagadnieniem coraz częściej poruszanym w kontekście efektywności działań i gotowości do działań Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej (SZRP). Wykorzystanie narzędzi informatyczne wymaga w pierwszej kolejności przeprowadzenia badań i dalej opracowania określonych wskaźników istotnych dla decydentów. W dalszym etapie niezbędne jest przeprowadzenie eksperymentów obliczeniowych pozwalających na ocenę zasadności proponowanych rozwiązań. Obecnie w SZRP jedynie system SAMANTA pozwalający na bieżący monitoring eksploatacji statków powietrznych. Mając na uwadze powyższe autorzy zaproponowali podejście, w którym możliwe jest przeprowadzenie oceny systemu eksploatacji pojazdów wspomagające personel techniczny.

* 1 Skrzydło Lotnictwa Taktycznego w Świdwinie.
** Politechnika Poznańska, Wydział Inżynierii Lądowej i Transportu, Instytut Transportu, Zakład Systemów Transportowych.

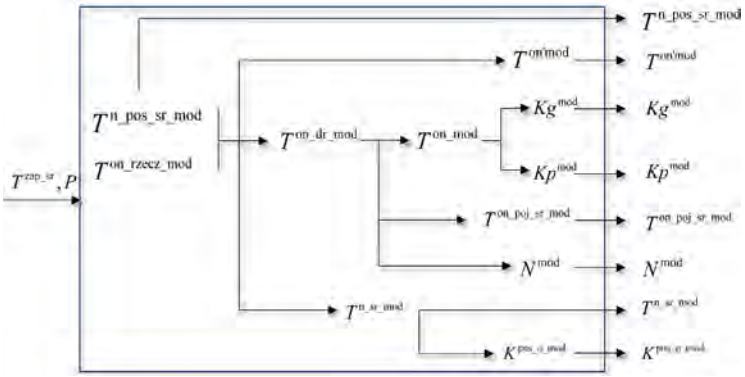
W niniejszym artykule przedstawiono wyniki eksperymentów obliczeniowych potwierdzających prawidłowość przyjętego modelu.

2. DANE WEJŚCIOWE DO MODELU

W zaproponowanym modelu matematycznego [Chukowski i Kiciński 2020] przyjęto następujące założenia, co do poszczególnych parametrów, charakteryzujących system eksploatatcji pojazdów bazy lotnictwa taktycznego:

- liczba stanowisk osługowo-naprawczych $sr = 7$ (w tym 6 stanowisk przeznaczonych na potrzeby BLT),
- liczba pracowników zaplecza technicznego (ZT) $pw = 20$ osób,
- liczba napraw $n = 202$ i obsług $o = 141$,
- liczba pojazdów $s = 171$,
- całkowity przebieg w badanym okresie czasu: $l = 875\,552$ km.

Przyjeta pracochłonność obsług oraz napraw T^{on_rbh} była zmienna i wynikała z zapisów w Kartach Usług Technicznych (KUT). Czas postoju biernego w obsłudze T^{o_pos} nie został poddany modelowaniu matematycznemu ze względu na jego relatywnie mało znaczący udział w całkowitym czasie obsługi oraz naprawy T^{on_dr}. W zaproponowanym modelu nie brano pod uwagę wpływu dodatkowych zakłóceń. Biorąc pod uwagę ogólny model SE dla badanego przypadku przyjęto rozwiązane zaprezentowane na rys. 1.



Rys. 1. Model matematyczny systemu eksploatacji BLT (opracowanie na podstawie [Chukowski 2019])

Poszczególne symbole na rys. 1 oznaczają [Chukowski i Kiciński 2020]:

- T^{zap_sr} – średni czas oczekiwania na realizację zapotrzebowania na części zamienne,
- $T^{on\_rzecz\_mod}$ – modelowany rzeczywisty czas obsługi (O) oraz naprawy (N),

- $T^{on\_dr\_mod}$ – modelowany całkowity czas trwania O oraz N na stanowisku obsługowym,
- Kg^{mod} – modelowany wskaźnik gotowości technicznej pojazdów,
- N^{mod} – modelowany współczynnik obciążenia stanowisk obsługowo-naprawczych ZT,
- Kp^{mod} – modelowany wskaźnik postoju pojazdów w obsługach i naprawach,
- $T^{n\_pos\_sr\_mod}$ – modelowany średni czas postoju biernego pojazdu w naprawie,
- $K^{pos\_n\_mod}$ – modelowany wskaźnik postoju biernego w naprawie,
- $T^{on'mod}$ – modelowany czas postoju pojazdów w O i N na 1000 km,
- $T^{on\_rzecz\_mod}$ – modelowany czas obsługi i naprawy pojazdu,
- P – współczynnik przewyższenia pracowników.

3. EKSPERYMENTY OBLICZENIOWE

Celem eksperymentów oliczeniowych było zbadanie zmienności wielkości wyjściowych przy zmianach wartości wielkości wejściowych (P i T^{zap_sr}). W eksperymencie zastosowano analizę warunkową danych, gdzie zmiennymi wejściowymi przyjęto T^{zap_sr} oraz P. Uzyskane wyniki jednego z analizowanych wskaźników eksploatacji przedstawiono w tabeli 1. Na podstawie otrzymanych wyników można stwierdzić, że wzrost P, o 100% (z 1 do 2) skutkuje wzrostem gotowości technicznej nieco powyżej 1%, z kolei wzrost średniego czasu oczekiwania na realizaję części zamienno o kolejne 7h skutkuje spadkiem Kg o ok. 0,45%.

Tabela 1

Modelowane wartości wskaźnika gotowości technicznej sprzętu Kg [–] [Chukowski 2019]

Modelowana wartość współczynnika P [-]	Modelowana wartość średniego czasu oczekiwania na realizacji zapotrzebowania na części zamienne T^{zap_sr} [h]						
	7	14	21	28	35	42	49
1	0,9714	0,9671	0,9627	0,9584	0,9541	0,9498	0,9455
1,2	0,9748	0,9705	0,9662	0,9619	0,9575	0,9532	0,9489
1,4	0,9773	0,9730	0,9686	0,9643	0,9600	0,9557	0,9513
1,6	0,9791	0,9748	0,9705	0,9662	0,9618	0,9575	0,9532
1,8	0,9806	0,9762	0,9719	0,9676	0,9633	0,9589	0,9546
2	0,9817	0,9774	0,9731	0,9687	0,9644	0,9601	0,9558

W ramach prowadzonych eksperymentów obliczeniowych otrzymano wiele rozwiązań, które przy prowadzonej analizie należało wyodrębnić tak, aby możliwe było przedstawienie potencjalnego obrazu sytemu eksploatacji przy zakładanej zmianie wielkości wejściowych. Jak to już było wspomniane, dane wejściowe dobrano pod kątem możliwości rozwiązania funkcjonujących problemów eksploatacyjnych. Modyfikacja danych wyjściowych związana jest ze zmianą organizacji

pracy na warsztacie oraz reorganizację systemu zaopatrywania. Informacje wyjściowe otrzymane przy zastosowaniu modelu matematycznego można porównać ze wskaźnikami uzyskanymi w ramach przeprowadzonych wcześniej badań. Taką analizę przeprowadzono w tabeli 2 gdzie założono, że średni czas oczekiwania na realizację zapotrzebowania na części zamienne T^{zap_sr} będzie wynosił: 7 godzin (1 dzień roboczy), 14 godzin (2 dni robocze) i 49 godzin (7 dni roboczych), a wskaźnik przewyższenia na stanowisku obsługowym P osiągnie wartość odpowiednio: 2, 1,6 i 1. Należy wspomnieć, że w prowadzonych badaniach powyższe wskaźniki osiągnęły średnią wartość: $P^{sr\_rocz} = 1{,}17962$ i $T^{zaop\_sr\_rocz} = 24{,}3$ godziny.

Tabela 2

Porównanie danych wyjściowych otrzymanych w ramach badań i przy zastosowaniu modelu matematycznego z zamierzoną zamianą danych wejściowych [Chukowski 2019]

Dane wyjściowe – wskaźniki eksploatacji	Wyniki otrzymane w ramach prowadzonych badań	Wyniki modelowane dla danych		
		T^{zap_sr} = 7h P = 2	T^{zap_sr} = 14h P = 1,6	T^{zap_sr} = 49h P = 1
Średni czas trwania naprawy T^{n_sr} [h]	48,06	25,90	35,61	77,00
Średni czas postoju biernego w naprawie $T^{n\_pos\_sr}$ [h]	27,33	13,62	20,26	53,43
Wskaźnik postoju biernego w naprawie K_{pos_n} [–]	0,5687	0,5258	0,5689	0,6851
Średnia liczba dni (roboczych) przebywania pojazdu w naprawach i obsługach $T^{on\_poj\_sr}$[dni]	9,46	5,30	7,09	14,69
Średni czas postoju pojazdów w obsługach i naprawach na 1000 km $T^{on'}$[h]	12,94	7,25	9,69	20,08
Wskaźnik postoju pojazdów w obsługach i naprawach *Kp* [–]	0,0344	0,0183	0,0252	0,0545
Wskaźnik gotowości technicznej sprzętu *Kg* [–]	0,9657	0,9817	0,9748	0,9455
Współczynnik obciążenia stanowisk *N* [-]	1,037	0,5813	0,7772	1,610

Przedstawione w tabeli 2 pozwalają na przeprowadzenie oceny funkcjonowania systemu eksploatacji przy skróceniu czasu oczekiwania na części zamienne i jednoczesnym zwiększeniu liczby pracowników pracujących na stanowiskach obsłu-

gowych (dot. $T^{zap\_sr} = 7$ h, $P = 2$ oraz $T^{zap\_sr} = 14$ h, $P = 1{,}6$). Dla porównania uzyskanych wyników wartości odniesiono do sytuacji, w której $T^{zap\_sr} = 49$ h, a $P = 1$. Uzyskane wyniki są cenną informacją dla zarządzających systemem eksploatacji, bowiem możliwe dostosowanie pracy zaplecza technicznego oraz system zaopatrywania w części zamienne w celu osięgnięcia zakładanych celów.

4. WERYFIKACJA MODELU MATEMATYCZNEGO

Analizując średnie modelowane wartości wskaźników przedstawionych w niniejszym opracowaniu należy podkreślić, że w tym przypadku gdy wartości wejściowe i wyjściowe są uśrednionymi wartościami za cały okres badawczy jednego roku (czyli przy zmianie parametrów wejściowych uzysknoby wyniki które byłyby średnimi rocznymi). Wyniki uzyskane w ramach modelu w tabeli 3 zestawione z wartościami uzyskanymi podczas wcześniejszych badań.

Tabela 3

Porównanie średnich rocznych wskaźników eksploatacji otrzymanych w ramach prowadzonych badań i przy użyciu opracowanego modelu matematycznego [Chukowski 2019]

Dane wyjściowe – wskaźniki eksploatacji	Wyniki:	
	Na podstawie modelu matematycznego	Na podstawie badań
Średni czas trwania naprawy T^{n_sr} [h]	50,81	48,06
Średni czas postoju biernego w naprawie $T^{n\_pos\_sr}$ [h]	29,99	27,33
Wskaźnik postoju biernego w naprawie K^{pos_n} [–]	0,5902	0,5687
Średnia liczba dni (roboczych) przebywania pojazdu w naprawach i obsługach $T^{on\_poj\_sr}$[dni]	9,922	9,462
Średni czas postoju pojazdów w obsługach i naprawach na 1000 km $T^{on'}$[h]	13,57	12,94
Wskaźnik postoju pojazdów w obsługach i naprawach *Kp* [–]	0,0361	0,0344
Wskaźnik gotowości technicznej sprzętu *Kg* [–]	0,9639	0,9657
Współczynnik obciążenia stanowisk *N* [-]	1,088	1,037

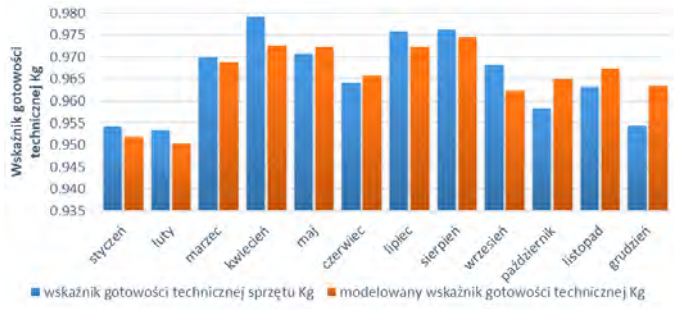
Dane wejściowe można też wprowadzać w rozbiciu miesięcznym i uzyskać wyniki w formie średnich wartości rocznych jak i rozkładów miesięcznych. Wprowadzając rzeczywiste dane wejściowe charakteryzujące system eksploatacji BLT do modelu w postaci rozkładu miesięcznego współczynnika przewyższenia *P* i rozkładu miesięcznego średniego czasu oczekiwania na realizację zapotrzebowania na części zamienne T^{zap_sr}, otrzymno modelowane wskaźniki wyjściowe. W tabeli 4 porównano średnie wartości roczne wskaźników otrzymanych przy zastosowaniu modelu matematycznego oraz wartości wskaźników w ramach przeprowadzonych badań.

Tabela 4

Porównanie średnich rocznych wskaźników eksploatacji otrzymanych w ramach prowadzonych badań i przy użyciu opracowanego modelu matematycznego przy wprowadzeniu rozkładów miesięcznych współczynnika P i T^{zap_sr} [Chukowski 2019]

Dane wyjściowe – wskaźniki eksploatacji	Wyniki:	
	Na podstawie modelu matematycznego	Na podstawie badań
Średni czas trwania naprawy $T^{n\_śr}$ [h]	48,21	48,06
Średni czas postoju biernego w naprawie $T^{n\_pos\_śr}$ [h]	28,13	27,33
Wskaźnik postoju biernego w naprawie K^{pos_n} [–]	0,5835	0,5687
Średnia liczba dni (roboczych) przebywania pojazdu w naprawach i obsługach $T^{on\_poj\_śr}$[dni]	9,489	9,462
Średni czas postoju pojazdów w obsługach i naprawach na 1000 km $T^{on'}$[h]	12,97	12,94
Wskaźnik postoju pojazdów w obsługach i naprawach Kp [–]	0,0345	0,0344
Wskaźnik gotowości technicznej sprzętu Kg [–]	0,9655	0,9656
Współczynnik obciążenia stanowisk N [–]	1,040	1,037

Celem dalszej weryfikacji modelu, porównano również rozkłady miesięczne wskaźników wyjściowych otrzymanych w ramach badań i rozkładów obliczonych z zastosowaniem modelu matematycznego. Wyniki porównań wskaźnika gotowości technicznej Kg przedstawiono na rys. 2.



Rys. 2. Porównanie rozkładów miesięcznych wskaźnika gotowości technicznej otrzymanych w ramach badań i przy zastosowaniu modelu matematycznego [Chukowski 2019]

Przeprowadzone eksperymenty obliczeniowe wskazują one, że zastosowany model matematyczny (przy przyjętych wcześniej założeniach) odwzorowuje zachodzące procesy w badanym systemie eksploatacji. Wyniki obarczone są niewielkim błędem i nie wpływającym zasadniczo na otrzymane wskaźniki wyjściowe.

5. PODSUMOWANIE

Kierowanie i zarządzanie eksploatacją sprzętu wojskowego jest bardzo istotną funkcją podsystemu technicznego Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej. Nowoczesne narzędzia informatyczne sprzężone z funkcjonującymi systemami mogą być bardzo pomocne w tym zakresie.

Nowe technologie rejestrujące parametry i wskaźniki eksploatacji, ich wzajemne korelacje wraz z zastosowanymi modelami matematycznymi umożliwiają zlokalizowanie problemów eksploatacyjnych oraz są bardzo pomocnym narzędziem przy ich rozwiązaniu.

Przedstawiony w artykule model matematyczny i przeprowadzone eksperymenty obliczeniowe miał na celu nie tylko zbadanie systemu eksploatacji BLT i rozwiązanie funkcjonujących problemów ale również przedstawienie nowego kierunku rozwoju metodyki działania i nowego sposobu podejścia w zarządzaniu systemami eksploatacji w Wojsku Polskim.

W opracowanym modelu dane wejściowe wyselekcjonowano tak, aby można było rozwiązać wynikłe podczas badań problemy eksploatacyjne. Przy doborze danych wejściowych wzięto pod uwagę realne ograniczenia, możliwości oraz relatywnie szybki czas wprowadzenia zmian. Dane wyjściowe natomiast są skatalogowaną informacja o systemie eksploatacji. Należy zwrócić uwagę, że pewne wielkości pozostają stałe i nie bierze się pod uwagę różnego rodzaju zaburzeń.

Przeprowadzone badania pozwalają na sformułowanie następujących wniosków:

- Zastosowane w budowie modelu matematycznym funkcje regresji liniowej są odpowiednie do budowy modelu systemu eksploatacji, o czym świadczy przeprowadzona weryfikacja.
- Eksperyment jest symulacją dająca zarządzającemu systemem eksploatacyjnym obraz wynikowy będący skutkiem zmian parametrów wejściowych. Na podstawie takiego eksperymentu można podjąć świadome decyzje mające na celu usprawnienie funkcjonowania systemu eksploatacji.
- Przedstawiony model matematyczny utworzony na drodze badań doświadczalnych wymaga gruntownej analizy zachodzących procesów i nie może być stosowany w takiej samej postaci poza obszarem badań. Możliwe jest natomiast opracowanie metodyki postępowania prowadzącej do opracowania tego typu modeli w zakresie funkcjonujących systemów eksploatacji (np. w Siłach Zbrojnych).
- Model matematyczny tworzony przy pomocy metody eksperymentalnej powinien obejmować możliwie dużą próbę badawczą, tak aby uchwycić rzeczywistą zależność przyczynowo-skutkową, a nie przypadkową korelację.
- Opracowany model matematyczny odwzorowuje zależności zachodzące w badanym systemie eksploatacji i może być użyty jako narzędzie wspomagające w podejmowaniu decyzji mających na celu rozwiązanie funkcjonujących problemów eksploatacyjnych.

LITERATURA

1. Chukowski T., 2019, Analiza systemu eksploatacji pojazdów samochodowych w ramach zadań zabezpieczenia logistycznego realizowanych przez Bazę Lotnictwa Taktycznego, rozprawa doktorska, Politechnika Poznańska.
2. Chukowski T., Kiciński M., 2019, The characteristics of the vehicle maintenance system in tactical air base, Journal of Mechanical and Transport Engineering, Vol. 71, No. 1, p. 5-16.
3. Chukowski T., Kiciński M., 2020, Propozycja koncepcji modelu system eksploatacji pojazdów w baize lotnictwa taktycznego (publikacja zgłoszona do druku).

MODELING OF THE OF THE VEHICLE EXPLOITATION SYSTEMS – THE TACTICAL AIR BASE CASE STUDY IN THE TACTICAL AIR BASE

Abstract

This Article concerns the case of computational experiments of mathematical model of the vehicle exploitation system (MVES) in the Tactical Air Base (TAB). The mathematical model created was verified based on the differents values of indicators obtained as part of previous researches. The computational experiments (MS Excel) of a MVES confirmed the pertinence of such approach to modeling of the vehicle exploitation system in TAB.

Keywords: vehicle exploitation systems, mathematical modeling, Tactical Air Base

Michał CIAŁKOWSKI*
Aleksander OLEJNIK**
Andrzej FRĄCKOWIAK*
Agnieszka WRÓBLEWSKA*
Antonina Maria LESZCZYŃSKA***

WPŁYW GRUBOŚCI WARSTWY CERAMICZNEJ NA ROZKŁAD TEMPERATURY W PRZEGRODZIE DWUWARSTWOWEJ METAL–CERAMIKA

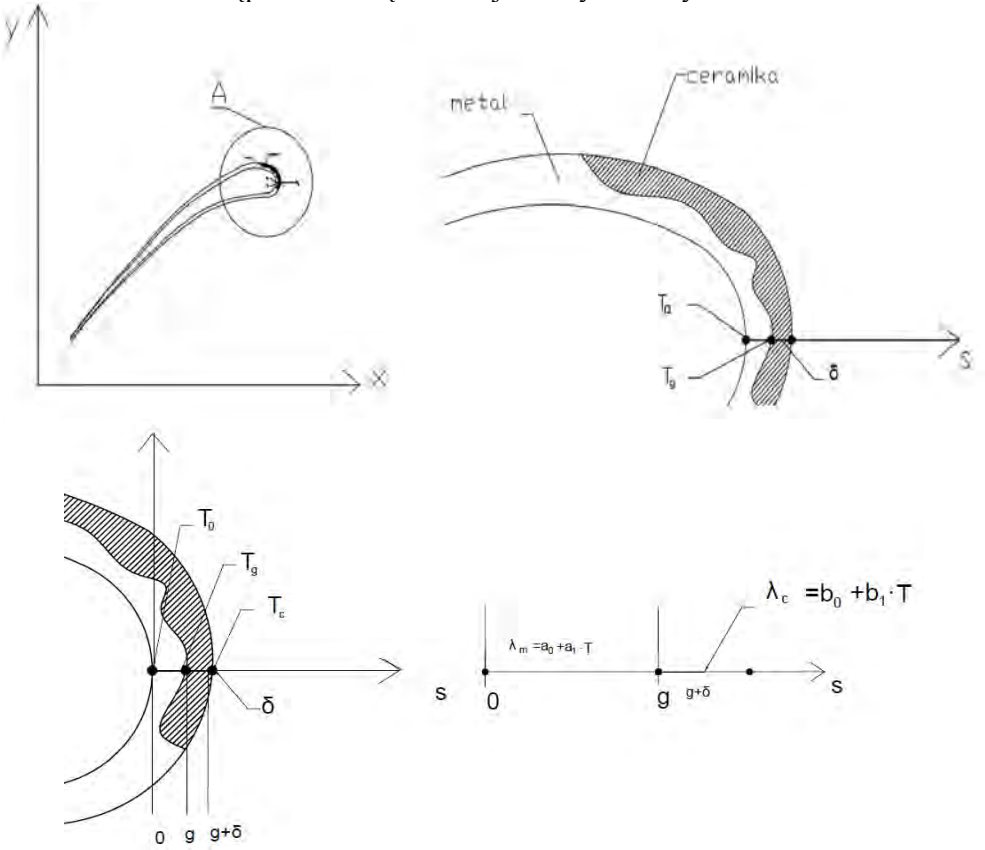
Zagadnienie podniesienia sprawności obiegu turbiny gazowej jest nierozerwalnie związane jest z jednej strony z dopuszczalną temperaturą spalin przepływających przez układ łopatkowy zaś z drugiej strony z warunkiem nieprzekroczenia maksymalnej temperatury metalu określającej graniczną wytrzymałość mechaniczną materiału łopatki. Spełnienie tych dwóch warunków można uzyskać przez nałożenie warstwy (bariery) ceramicznej o małym współczynniku przewodzenie ciepła i jednocześnie odpornej na warunki eksploatacyjne. Zagadnienia barier ceramicznych zostały omówione w szeregu pracach [Sadowski i Golewski 2016, Carlos i Estrada 2007, Ramezanlou i Ziaei-Asl 2017, Arai I Suidzu 2012, Ogunbiyi et al. 2019, Reyhani et al. 2013, Li, Fan i Li 2017]. Dla zbadania wpływu grubości warstwy ceramicznej i zależności jej współczynnika przewodzenia ciepła w funkcji temperatury [Kingery et al. 1954] na przebieg temperatury w obszarze metal-ceramika również z uwzględnieniem nieliniowości współczynnika przewodzenia metalu [Wiśniewski 1974] przeprowadzono obliczenia dla jednowymiarowego stacjonarnego przepływu ciepła w otoczeniu punktu spiętrzenia na krawędzi natarcia.

Słowa kluczowe: obciążenia termiczne, bariera termiczna

* Instytut Energetyki Cieplnej, Politechnika Poznańska.
** Instytut Techniki Lotniczej, Wojskowa Akademia Techniczna.
*** Studentka na specjalności Silniki Lotnicze i Konstrukcja Płatowca, Politechnika Poznańska.

1. POSTAWIENIE PROBLEMU

Zagadnienie oporu cieplnego jest bardzo ważne w przepływach spalin w turbinach gazowych w celu zachowania własności mechanicznych metalu (stopu) łopatki turbiny gazowej. Najwyższa temperatura metalu łopatki (z pominięciem chwilowych obciążeń startowych) występuje w stanach stałego maksymalnego obciążenia termicznego co prowadzi do równania stacjonarnego przewodnictwa cieplnego. Dla łopatki wirnikowej chłodzonej w kanale wewnętrznym, rys. 1, przyjmując quasi-symetryczność pola temperatury w otoczeniu punktu spiętrzenia (względem punktu spiętrzenia), oś s, rozwiązania dwuwymiarowego równania przewodnictwa cieplnego w warstwie metal-ceramika zastąpiono rozwiązaniami jednowymiarowymi.



Rys. 1. Szkic chłodzonej łopatki wirnikowej turbiny gazowej; obszar obliczeniowy

Równanie przewodnictwa ciepła w kierunku osi s ma postać:

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial s}\left[\lambda(T)\frac{\partial T}{\partial s}\right], \ gdzie\ t \in (0;\infty), s \in (0, g+\delta) \tag{1}$$

I dla stanu stacjonarnego $\frac{\partial T}{\partial t} \to 0$ dla $t \to \infty$ równanie to przechodzi w równanie zwyczajne

$$\frac{d}{ds}\left[\lambda(T)\frac{dT}{dS}\right] = 0 \tag{2}$$

Gdzie współczynnik przewodzenia ciepła λ(T) w obszarze ⟨0,g⟩ przyjmuje wartości dla metalu a w obszarze ⟨g,g+δ ⟩ wartości dla ceramiki.

Rozwiązaniu równania (2) towarzyszą warunki

$$x = 0: \qquad T_m(x = o) = T_0 \tag{3}$$

$$x = g:\ T_m(g) = T_g, \qquad T_c(g) = T_g - warunek\ równości\ temperatury \tag{4}$$

$$\lambda_m \frac{dT_m}{ds} = \lambda_c \frac{dT_c}{dx} - warunek\ zgodności\ strumienia\ ciepła \tag{5}$$

gdzie indeks ***m*** odnosi się do warstwy metalu zaś indeks ***c*** do warstwy ceramiki.

Rozwiązaniem równania (2) z warunkami (3) i (4) przy założeniu, że współczynnik przewodzenia ciepła można wyrazić funkcją liniową

$$\lambda_m(T) = a_0 + a_1 * T \tag{6}$$

ma postać

$$T_m(x) = \frac{2(c_1 * s + c_2)}{a_0 + \sqrt{a_0^2 + 2(c_1 * s + c_2)a_1}} \xrightarrow[a_1 \to 0]{} \frac{c_1}{a_0} * s + \frac{c_2}{a_0}$$

$$c_1 = \frac{T_g - T_0}{g} * \left[a_1 + \frac{1}{2}a_2\left(T_g + T_0\right)\right] \xrightarrow[a_1 \to 0]{} \frac{T_g - T_0}{g} * a_0 \tag{7}$$

$$c_2 = a_0 T_0 + \frac{1}{2}a_1 {T_0}^2 \xrightarrow[a_1 \to 0]{} a_0 T_0 \tag{8}$$

Stąd dla $a_1 \to 0$ (zagadnienie liniowe)

$$T_m(s) = \left(T_g - T_0\right)\frac{s}{g} + T_0, \quad s \in \langle 0, g\rangle \tag{9}$$

Dla warstwy ceramiki i liniowej zależności współczynnika przewodzenia ciepła

$$\lambda_c(T) = b_0 + b_i * T \tag{10}$$

rozwiązanie równania (2) z warunkiem (4) i (5) ma postać

$$T_c(s) = \frac{2f(s)}{b_0\sqrt{b_0^2 + 2b_i * f(s)}},\ s \in \langle g, g + \delta\rangle \tag{11}$$

$$f(s) = (T_g - T_0) * \left[a_0 + \frac{1}{2}a_1\left(T_g + T_0\right)\right] * \left(\frac{s}{g} - 1\right) + b_0 * T_g + \frac{1}{2}b_1 T_g^2 \tag{12}$$

i w szczególności dla przypadku liniowego $a_1 \to 0$ (dla metalu), $b_1 \to 0$ (dla ceramiki)

$$f(s) = \left(T_g - T_0\right) * a_0 * \left(\frac{s}{g} - 1\right) + b_0 * T_g,\ s \in \langle g, g + \delta\rangle$$

wtedy

$$T_c(s) = \left(T_g - T_0\right) * \frac{a_o}{b_0} * \left(\frac{s}{g} - 1\right) + T_g, \quad s \in \langle g, g + \delta\rangle \tag{13}$$

Stąd różnica temperatur w punktach krańcowych warstwy ceramiki wynosi

$$\Delta T_c = T_c(g + \delta) - T_c(g) = \left(T_g - T_0\right)\frac{a_0}{b_0} * \frac{\delta}{g} \to \xi = \frac{\Delta T_c}{T_g - T_0} = \frac{a_0}{b_0} * \frac{\delta}{g} \tag{14}$$

Zatem dla z góry zadanej różnicy ΔT_c, grubości warstwy metalu g i $\lambda_m = a_0$, $\lambda_c = b_0$ można napisać

$$\Delta T_c = D\left(T_g - T_0\right) * \delta,\ D = \frac{a_0}{b_0} * \frac{1}{g} = \frac{\lambda_m}{\lambda_c} * \frac{1}{g} \tag{15}$$

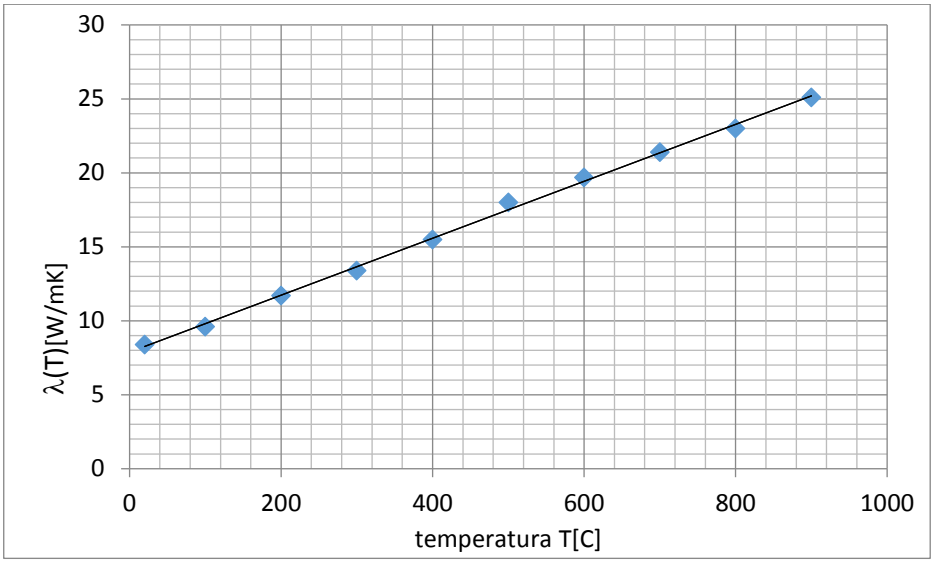
Dla zadanej konstrukcji łopatki (znana jest stała D) na wzrost przyrostu temperatury ΔT_c w krańcowych punktach warstwy ceramicznej ma spadek temperatury T_0 powierzchni wewnętrznej łopatki i wzrostu grubości warstwy ceramicznej δ. Temperatura T_g jest zadana dla zachowania własności mechanicznych łopatki.

Współczynnik ξ (14) jest współczynnikiem wzmocnienia różnicy temperatur T_g-T_0. Wpływ nieliniowości współczynników przewodzenia ciepła metalu i ceramiki w stosunku do ich stałych wartości (wtedy $a_1=b_1=0$) wyraża stosunek różnicy temperatur (11) w kolejnych punktach ceramiki

$$\eta(s) = \frac{T_c(g+s)-T_c(g)}{(T_g-T_0)*\frac{a_0}{b_0}*\frac{s}{g}} = \left[\frac{2*f(g+s)}{b_0+\sqrt{b_0^2+2b_i f(g+s)}} - T_g\right] * \frac{1}{(T_g-T_0)\frac{a_0}{b_0}*\frac{s}{g}}. \tag{16}$$

2. OBLICZENIE NUMERYCZNE

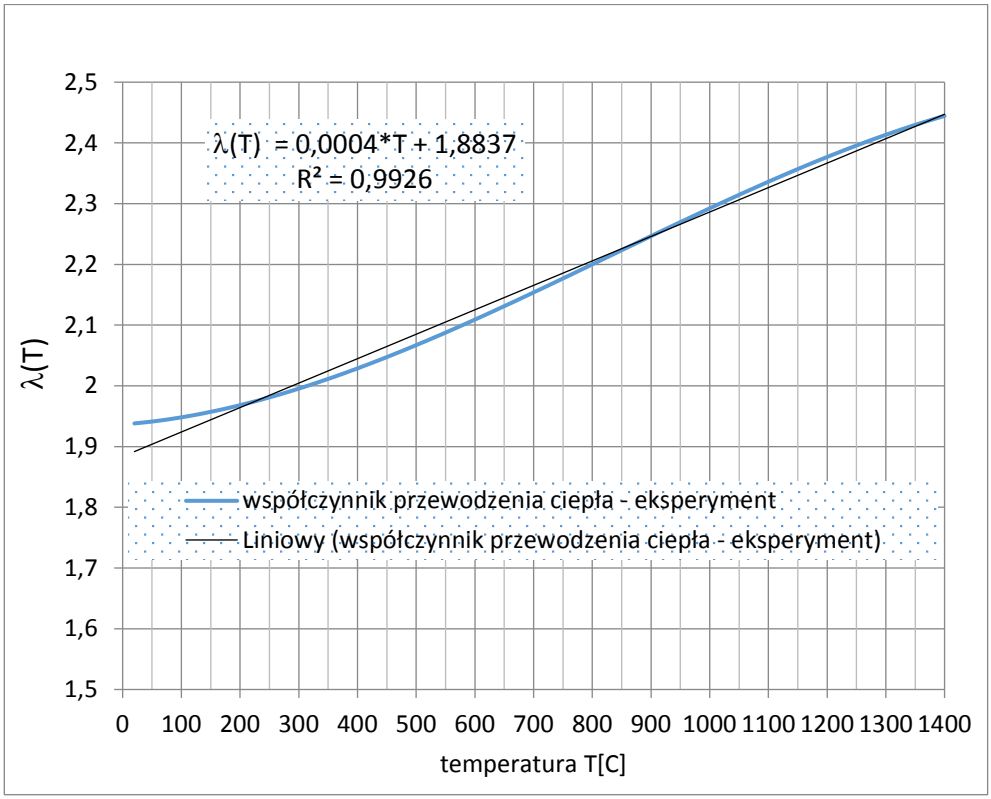
Łopatki turbin gazowych silników lotniczych wykonuje się ze stali stopowych odpornych na wysokie temperatury; stal oznaczona ZS6-K charakteryzuje się współczynnikiem przewodzenia ciepła rosnącym z temperaturą. Na podstawie danych literaturowych [Wiśniewski 1974] dokonano aproksymacji pomierzonych wartości współczynnika przewodzenia ciepła dla tej stali, rys. 2.



Rys. 2. Aproksymacja danych eksperymentalnych współczynnika przewodzenia ciepła λ_m dla stali ZS6-K

W wyniku aproksymacji danych eksperymentalnych współczynnik przewodzenia ciepła dla stali ZS6-K wyraża się wzorem

$$\lambda_m = 7{,}882 + 0{,}0192 * T, \qquad [T] = [C] \tag{17}$$



Rys. 3. Aproksymacja danych eksperymentalnych współczynnika przewodzenia ciepła λ_c dla tlenku cyrkonu w zakresie temperatur <20,1400>

Przedstawiona na rys. 3 aproksymacja odcinkiem linii prostej wyraża się wzorem

$$\lambda_m = 1{,}8837 + 0{,}0004 * T, \qquad [T] = [C] \tag{18}$$

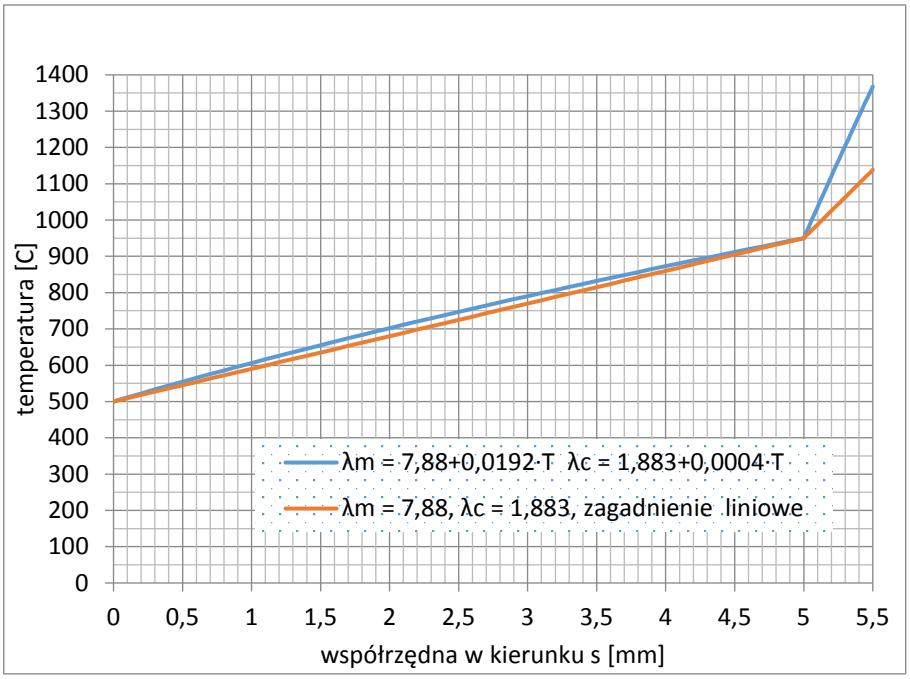
Przybliżenie liniowe współczynników przewodzenia ciepła metalu i ceramiki pozwala na analityczne przedstawienie rozkładu temperatur w obszarze dwuwarstwowym. Różnicę rozkładu temperatury w obszarze dwuwarstwowym dla przypadku stałych (linia czerwona) i zależnych od temperatury wartości współczynników przewodzenia ciepła (linia niebieska), pokazano na rys. 4. Zachowanie wartości temperatury T_g=850 C na granicy metal-ceramika dopuszcza temperaturę na zewnętrznej warstwie

ceramiki o ok. 235°C wyższą niż w przypadku stałych wartości współczynników przewodze-nia ciepła.

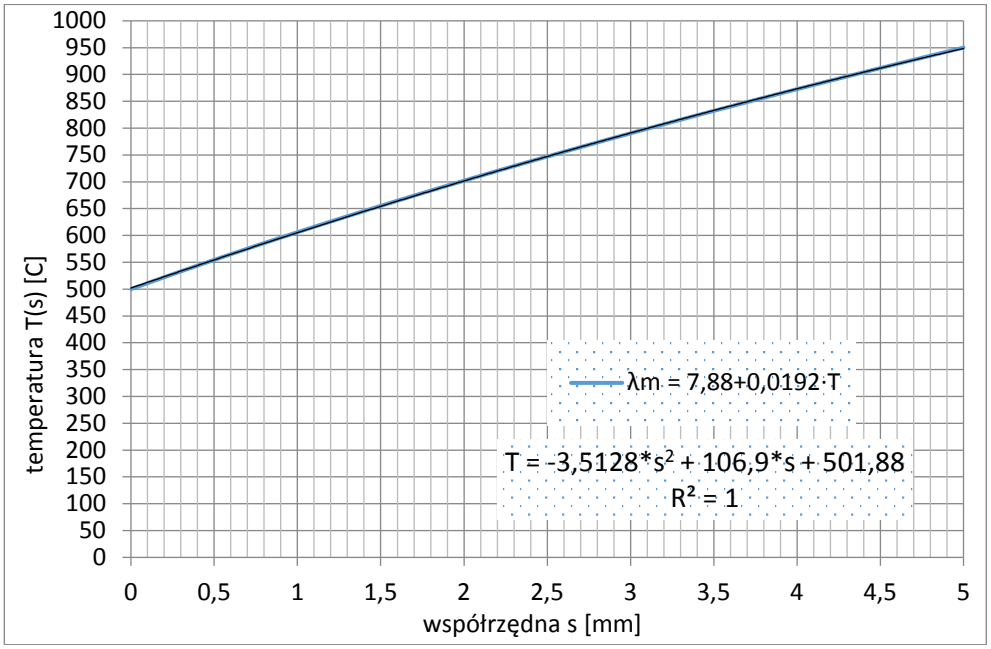
Rozkład temperatury w metalu T=T(s), s∈ <0,g>= <0,5.0>, jest funkcją kwadratową, rys. 5. Podobny charakter ma przebieg temperatury w warstwie ceramiki T=T(s), s∈ <g,g+δ>=<5,5.5>, rys. 6. Dla lepszego zobrazowania przebiegu temperatur w warstwie ceramiki przedstawiono ich przebieg w przedziale <g,g+δ>, rys. 7.

Współczynnik wzmocnienia ξ (14) różnicy temperatur $T_g - T_0$ z uwzględnieniem nieliniowego chara-kterru współczynników przewodzenia ciepła metalu i ceramiki jest ok. 2 razy większy w stosunku do przypadku stałych wartości tych współczynników co zobrazowano na rys. 8.

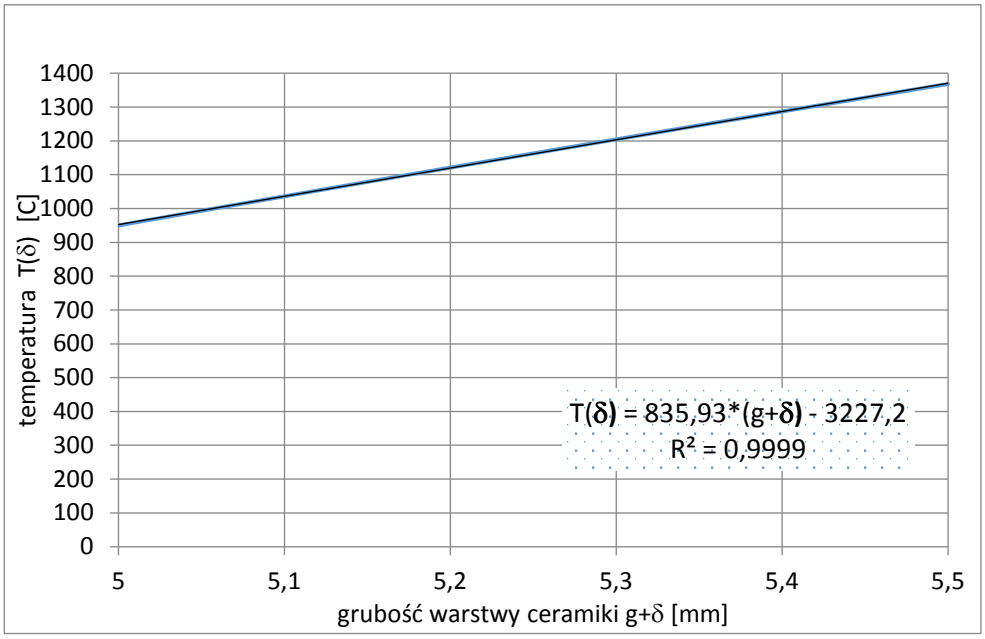
Interesującym przypadkiem z poznawczego punktu widzenia jest rozważenie wpływu malejącego z temperaturą współczynnika przewodzenia ciepła dla założonego jego hipotetycznego przebiegu. Na rys. 9 przedstawiono przebieg współczynnika wzmocnienia ξ (14) różnicy temperatur $T_g - T_0$, zaś na rys. 10 przebiegi temperatury w całym obszarze (rys. 11 – w warstwie ceramiki) z uwzględnieniem różnych przebiegów współczynnika przewodzenia ciepła w warstwie ceramicznej. Istotnym wnioskiem jest wzmacniający wpływ malejącego z temperaturą współczynnika przewodzenia ciepła warstwy ceramicznej.



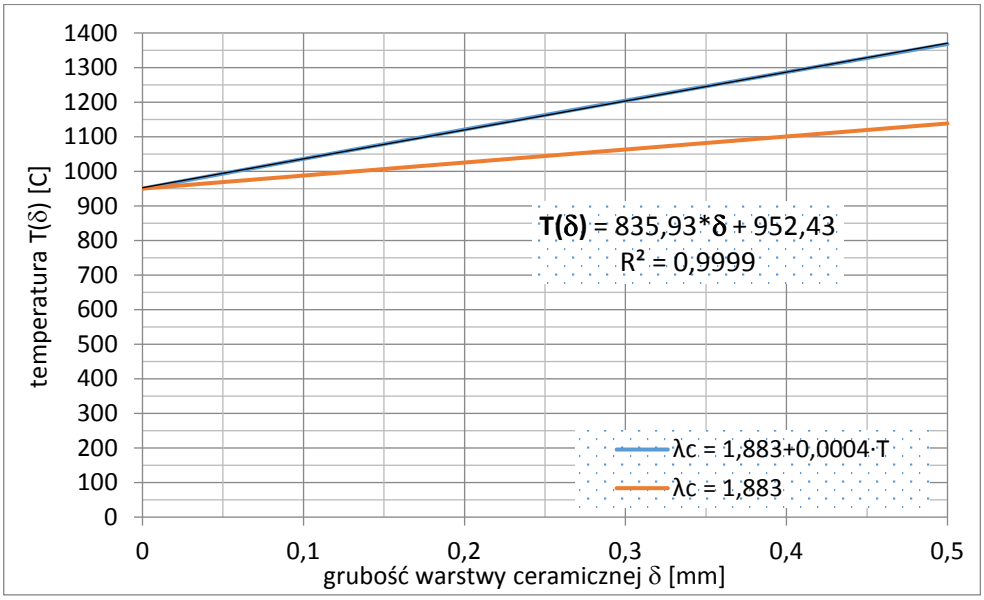
Rys. 4. Rozkład temperatury w warstwie metalu w przedziale <0,g>= <0,5.0> oraz w warstwie ceramiki w przedziale <g,g+δ>=<5,5.5> mm ; porównanie zagadnienia liniowego z nieliniowym



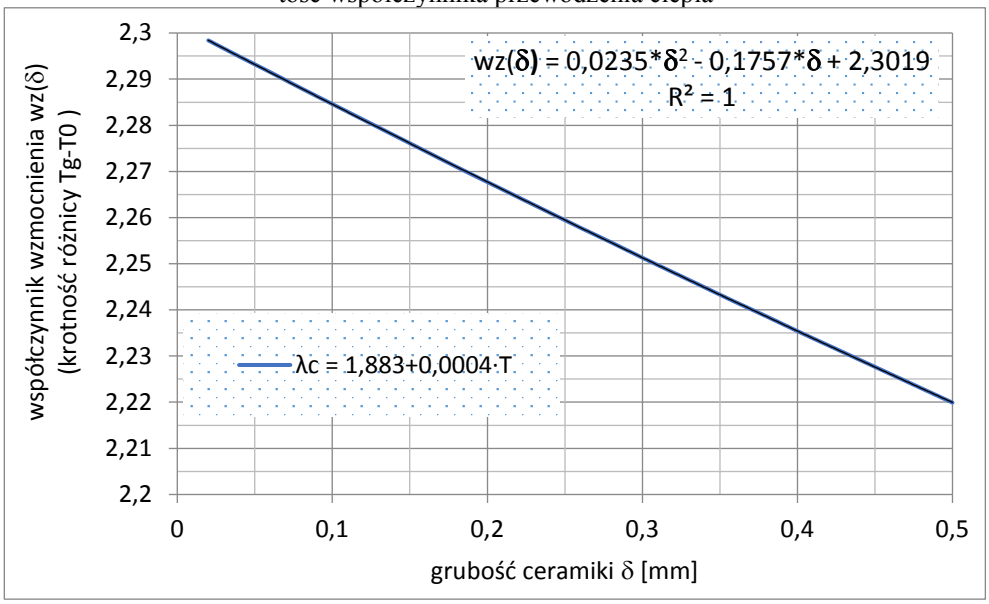
Rys. 5. Rozkład temperatury w warstwie metalu w przedziale <0,g>= <0,5.0> dla λ_c= 1,883+0,0004*T (tlenek cyrkonu), λ_m = 7.882+0,0192*T (stal ZS6-K)



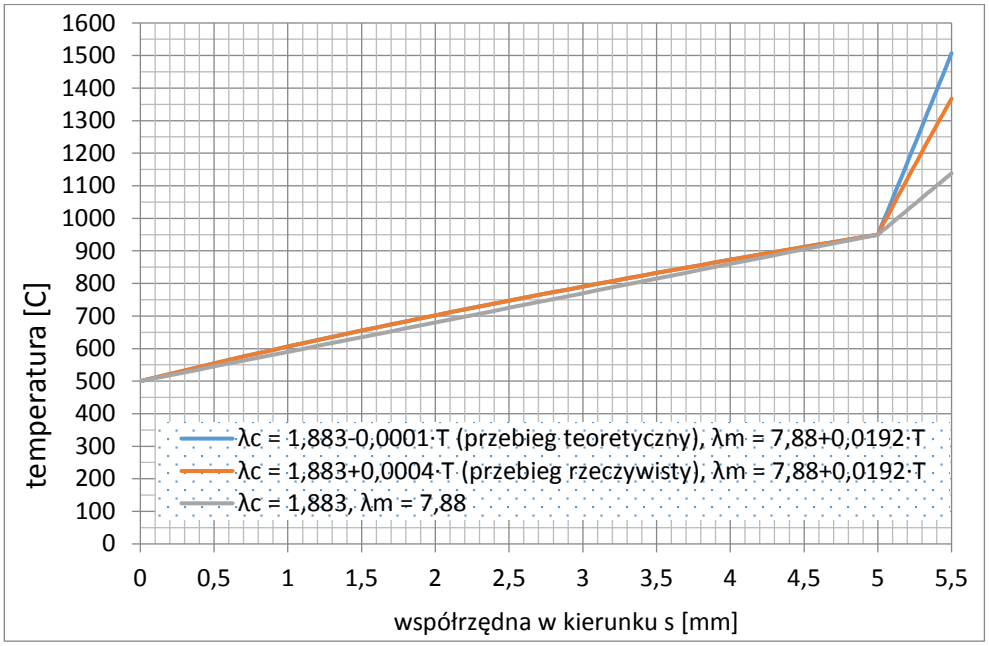
Rys. 6. Rozkład temperatury w warstwie ceramiki <g,g+δ>=<5,5.5> dla λ_c= 1,883+0,0004*T (tlenek cyrkonu), λ_m = 7.882+0,0192*T (stal ZS6-K)



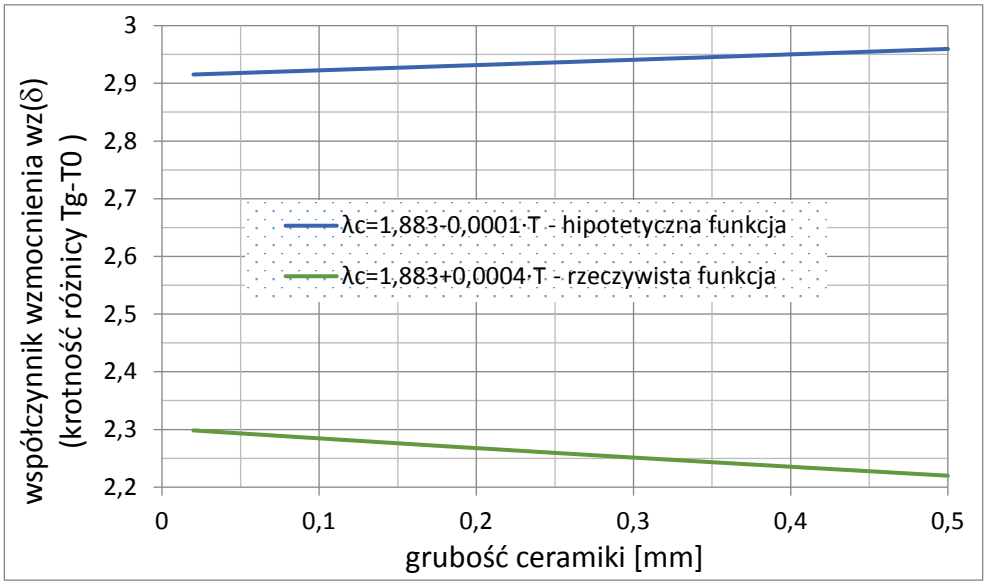
Rys. 7. Przebieg temperatury w warstwie ceramiki T(δ) w funkcji jej grubości. Współczynnik przewodzenia ciepła metalu $\lambda_m = 7{,}882+0{,}0192*T$; linia czerwona – stała wartość współczynnika przewodzenia ciepła ceramiki, linia niebieska – rosnąca z temperaturą wartość współczynnika przewodzenia ciepła



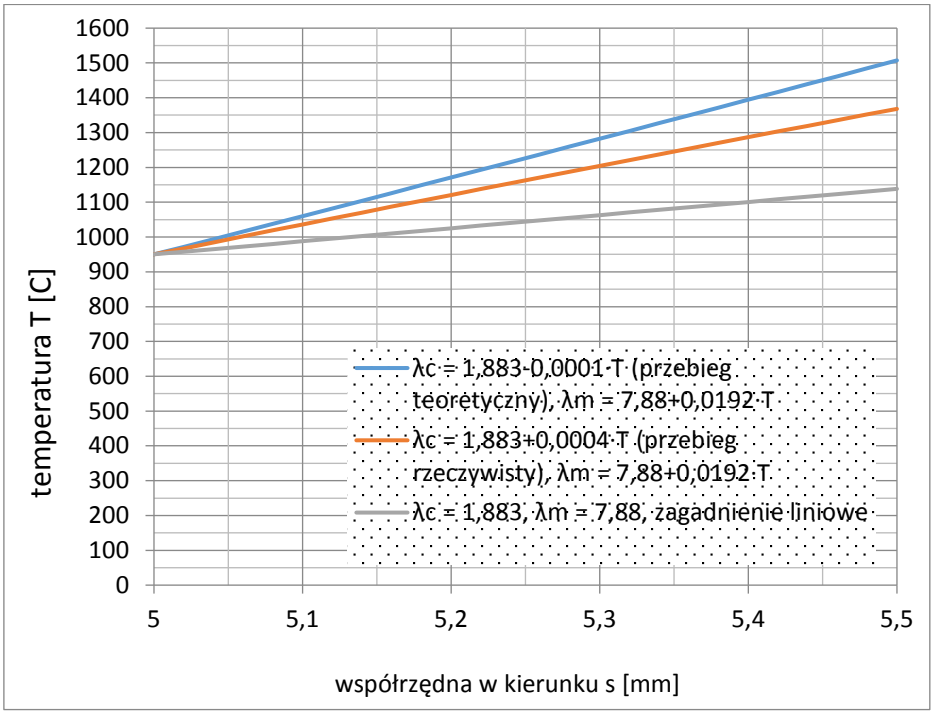
Rys. 8. Współczynnik wzmocnienia ξ (δ) różnicy temperatur T_g-T_0 (T_g=950[C], T_0=500[C]) w funkcji grubości warstwy ceramicznej δ, $\lambda_m = 7{,}883+0{,}0192*T$



Rys. 9. Rozkład temperatury w warstwie metalu w przedziale <0,g>= <0,5.0> oraz w warstwie ceramiki w przedziale <g,g+δ>=<5,5.5> mm dla dwóch różnych przebiegów współczynnika przewodzenia ciepła ceramiki



Rys. 10. Porównanie współczynników wzmocnienia ξ (δ) różnicy temperatur T_g-T_0 (T_g=950°C, T_0=500°C) w funkcji grubości warstwy ceramicznej, λ_m = 7,88+0,0192*T



Rys. 11. Rozkład temperatury w warstwie ceramiki w przedziale <g,g+δ>=<5,5.5> mm dla dwóch różnych przebiegów współczynnika przewodzenia ciepła ceramiki i metalu

Wpływ błędów pomiaru temperatury δT_0 i δT_g na przebieg temperatury w warstwie ceramiki

Przebieg zaburzeń w wyniki błędów pomiarowych temperatury w warstwie ceramicznej na postawie norm ma postać (wzory ze wstępu 11-13)

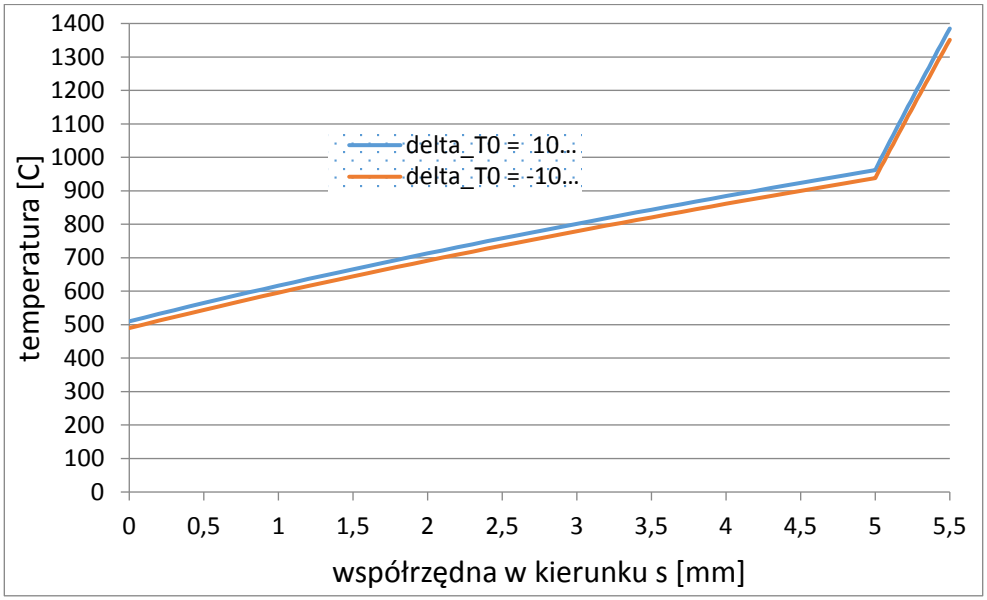
$$T_{c_z}(s) = \frac{2f_z(s)}{b_0 + \sqrt{b_0^2 + 2b_i * f_z(s)}}$$

gdzie

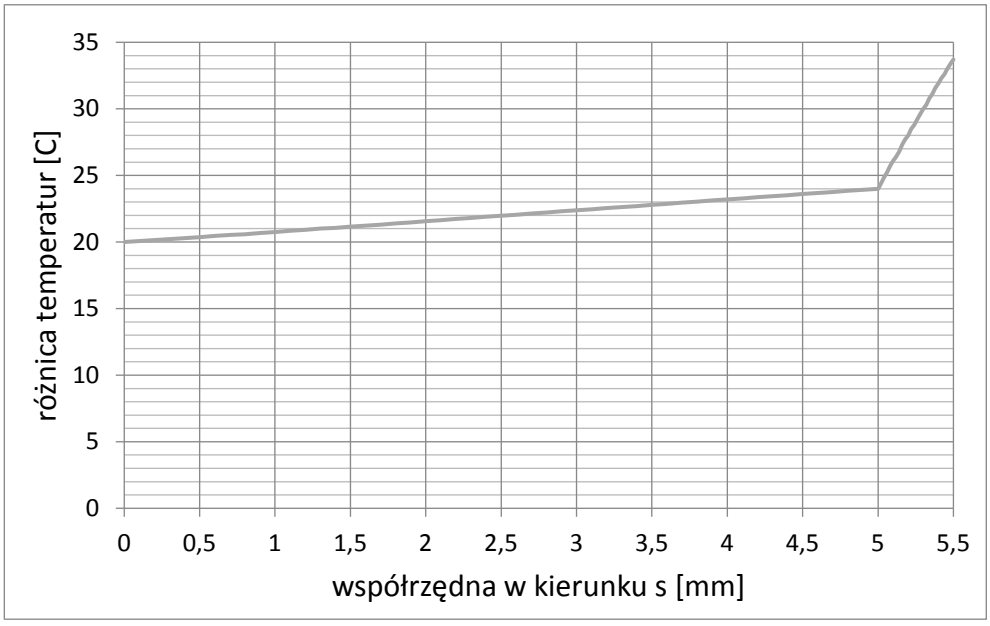
$$f_z(s) = \left(T_g + \delta T_g - \left(T_0 + \delta T_g\right)\right) * \left(a_0 + \frac{1}{2}a_1\left(T_g + \delta T_g + T_0 + \delta T_0\right)\right)\left(\frac{s}{g} - 1\right) + b_0\left(T_g + \delta T_g\right) + \frac{1}{2}b_1\left(T_g + \delta T_g\right)^2$$

a w szczególności dla przypadku liniowego $a_1=b_1=0$

$$T_{c_z}(s) = (T_g + \delta T_g - (T_0 + \delta T_0) * \frac{a_0}{b_0} * \left(\frac{s}{g} - 1\right) + T_g + \delta T_g \qquad (19)$$



Rys. 12. Wpływ błędów pomiaru temperatury T_0 i T_g na przebieg rozkładu temperatury w warstwie metalu (λ_m= 7,88+0,0192*T) i ceramiki (tlenek cyrkonu λ_c = 1,883+0,0004*T)



Rys. 13. Różnica temperatur pomiędzy przebiegiem temperatury w całym obszarze z pomierzonymi temperaturami T_0=500+10[°C], T_g=950+12[°C] oraz T_0=500-10[°C], T_g=950-12[°C] λ_m= 7,88+0,0192*T i λ_c= 1,883+0,0004*T

3. PODSUMOWANIE

Bariera termiczna nakładana na powierzchnię łopatki turbiny gazowej pozwala na podniesienie temperatury gazu, co zwiększa sprawność obiegu termodynamicznego. W pracy przedstawiono wpływ grubości warstwy ceramicznej (bariery termicznej) na rozkład temperatury w metalu i warstwie ceramicznej z uwzględnieniem liniowej zmiany współczynnika przewodzenia ciepła zarówno metalu jak i ceramiki. Pomiar wartości temperatury wewnętrznej chłodzonej powierzchni łopatki i na granicy metal-ceramika jest obciążony błędem pomiarowym, przeto zbadano wpływ wielkości błędów pomiarowych na przebieg temperatury w całym obszarze metal-ceramika.

Wyniki pracy pozwalają na oszacowanie grubości warstwy ceramicznej celem zachowania własności mechanicznych łopatki turbiny gazowej jak również zwiększenia sprawności obiegu termodynami-cznego silnika. Ważnym wnioskiem płynącym z przeprowadzonych obliczeń jest pokazanie wpływu współczynnika przewodzenia ciepła ceramiki, którego wartości zmniejszają się ze wzrostem temperatury.

LITERATURA

1. American Ceramics Society. 2011 "Progress in Thermal Barrier Coatings." John Wiley&Sons, Inc.,Publication, 2009.
2. Arai M., Suidzu T., 2012, Porous Ceramic Coating for Transpiration Cooling of Gas Turbine Blade. ASM International,Journal of Thermal Spray Technology.
3. Carlos A., Estrada M., 2007, New Technology used in gas turbine blade materials, Scientia et Technica Año XIII,No 36. Universidad Tecnológica de Pereira. ISSN 0122-1701
4. Kingery W.,D., Francl J., Coble R. L., Vasilos T., 1954, Journal of the American Ceramic Society, v37, p. 107.
5. Li B., Fan X., Li D., 2017, Design of Thermal Barrier Coatings Thickness for Gas Turbine Blade Based on Finite Element Analysis." Hindawi,Mathematical Problems in Engineering,Volume 2017, Article ID 2147830.
6. Ogunbiyi, Salifu, Jamiru, Sadiku, Adesina, 2019, Thermo-mechanical simulation of steam turbine blade with spark plasma sintering fabricated Inconel 738LC superalloy properties. IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. 655 012046.2019.
7. Ramezanlou M. T., Ziaei-Asl A., 2017, Effects of thermal barrier coating (TBC) thickness on temperature distribution of gas turbine blade. Yildiz Technical University, Istanbul, Turkey. 3rd Conference On Advances In Mechanical Engineering Istanbul 2017 –Icame 2017.
8. Reyhani, Alizadeh, Fathi, Khaledi, 2013, Turbine blade temperature calculation and lifeestimation - a sensitivity analysis. Propulsion and PowerResearch.2013,2(2):148–161.
9. Sadowski T., Golewski P., 2016, Loadings in Thermal Barrier Coatings of Jet Engine Turbine Blades: An Experimental Research and Numerical Modeling, Springer.
10. Wiśniewski St., 1974, Obciążenia cieplne silników turbinowych. Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa .

INFLUENCE OF THE CERAMIC LAYER THICKNESS ON THE TEMPERATURE DISTRIBUTION IN A METAL-CERAMIC DOUBLE-LAYER PARTITION

Abstract

The issue of increasing the efficiency of the gas turbine cycle is inextricably linked, on the one hand, to the permissible temperature of the exhaust gas flowing through the blade system and, on the other hand, to the condition of not exceeding the maximum metal temperature, which determines the ultimate mechanical strength of the blade material. Meeting these two conditions can be achieved by applying a ceramic layer (barrier) with a low heat conduction coefficient and, at the same time, resistant to operating conditions. The issues of ceramic barriers have been discussed in a number of works [Sadowski and Golew-ski 2016, Carlos and Estrada 2007, Ramezanlou and Ziaei-Asl 2017, Arai I Suidzu 2012, Ogunbiyi et al. 2019, Reyhani et al. 2013, Li, Fan and Li 2017]. To study the effect of the thickness of the ceramic layer and the dependence of its thermal conductivity as a function of temperature [Kingery et al. 1954] on the temperature course in the metal-ceramics area, also taking into account the non-linearity of the metal conduction coefficient [Wiśniewski 1974], calculations were made for one-dimensional stationary heat flow in the vicinity of the accumulation point on the leading edge.

Keywords: thermal loads, thermal barrier

Krzysztof CUR*
Wojciech WRÓBLEWSKI**

SYSTEM ODZYSKIWANIA IZOLOWANEGO PERSONELU W METODZIE UŻYCIA LOTNICTWA SIŁ ZBROJNYCH RP W DZIAŁANIACH POŁĄCZONYCH W PRZYSZŁYCH KONFLIKTACH O CHARAKTERZE MILITARNYM I NIEMILITARNYM

Praca przedstawia zakres odzyskiwania izolowanego personelu ratowniczego na podstawie własnego doświadczenia oraz doświadczenia ratowniczego personelu lotniczego w czasie prowadzenia akcji poszukiwawczo-ratowniczych oraz ćwiczeń z zakresu bojowego poszukiwania i ratownictwa.

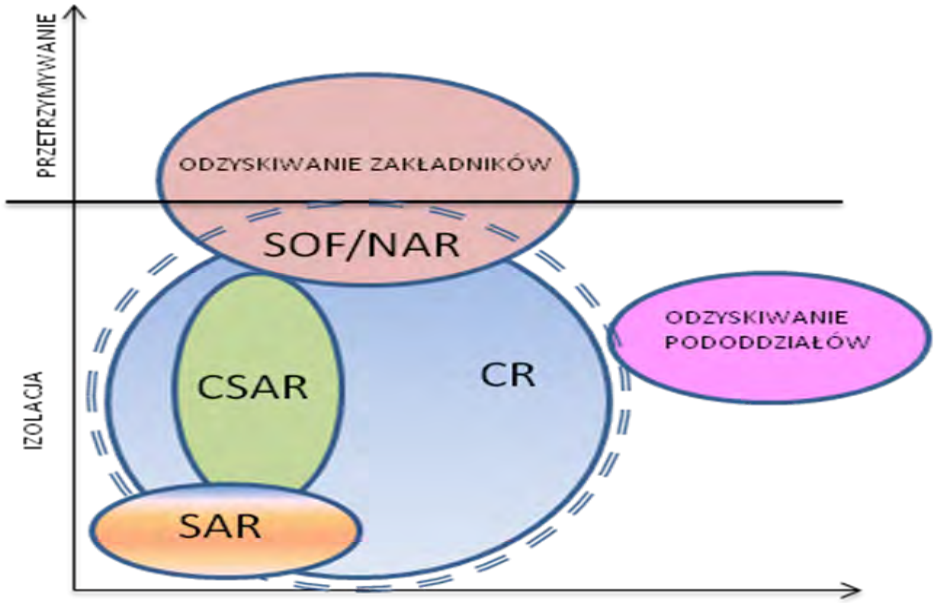
Słowa kluczowe: personel lotniczy, personel ratunkowy

„Jeżeli nie funkcjonuje sprawny system odzyskiwania personelu, to decydenci nie mają moralnego prawa wysyłać żołnierzy na misje o podwyższonym poziomie ryzyka”
US Ambasador Charles REY,
Dyrektor Defence Prisoner of War
And Missing Personnel Office
Departament Stanu USA

Inspiracją do podjęcia pracy z zakresu odzyskiwania izolowanego personelu są doświadczenia własne oraz doświadczenia ratowniczego personelu lotniczego w czasie prowadzenia akcji poszukiwawczo-ratowniczych oraz ćwiczeń z zakresu bojowego poszukiwania i ratownictwa.

* 3. Skrzydło Lotnictwa Transportowego.
** Lotnicza Akademia Wojskowa.

Analizując literaturę przedmiotu, poszukiwanie i ratownictwo lotnicze nie tylko sprowadza się do działań na obszarze FIR Warszawa. Biorąc pod uwagę zaangażowanie w strukturach NATO oraz wypełnienie zobowiązań sojuszniczych Lotnictwo Wojsk Lądowych i Siły Powietrzne brały udział w konfliktach militarnych zarówno w Iraku jak i w Afganistanie. Załogi LWL (Lotnictwo Wojsk Lądowych) oraz SP (Siły Powietrzne) włączone są do systemu poszukiwania i ratownictwa lotniczego na obszarze kraju realizowały misje poszukiwawczo-ratownicze. Doświadczenie zdobyte podczas realizacji misji na obszarze FIR Warszawa oraz w działaniach połączonych na teatrze działań konfliktów zbrojnych przyczyniło się do opracowania koncepcji użycia zespołów lotniczych przeznaczonych do poszukiwania i ratownictwa lotniczego zarówno podczas pokoju jaki w sytuacjach kryzysowych czy też podczas konfliktów zbrojnych. Cywilne poszukiwanie i ratownictwo zwane dalej SAR (Search and Rescue – Poszukiwanie i Ratownictwo) jest jednym z elementów odzyskiwania izolowanego personelu PR (Personnel Recovery – Odzyskiwanie izolowanego Personelu), odbywa się ona w środowisku przyjaznym dla załóg realizujących misje poszukiwania i ratownictwa co uwidocznione jest na poniższym diagramie.



Rys. 1. Zakres operacji PR (zaznaczenie wewnątrz podwójnej linii)

Każdy konflikt o znaczeniu militarnym i niemilitarnym pociąga za sobą ryzyko odizolowania od struktur macierzystych. Nie chodzi tutaj li tylko o odizolowanie od jednostki wojskowej. Scenariusze antagonizmów są różne począwszy od wyborów lokalnych, promowania firm, wyjazdów firmowych i konferencyjnych czy też na igrzyska olimpijskie, które odbywają się na terenie nie do końca znanym przez siebie, do otwartych konfliktów wojskowych, gdzie ryzyko odizolowania wzrasta do 100%.

Wówczas uczestnicy takich wydarzeń bardzo mocno narażeni są na izolację. Należy pamiętać, że zgodnie z artykułem 36 Konstytucji Rzeczypospolitej Polskiej „Podczas pobytu za granicą obywatel polski ma prawo do opieki ze strony Rzeczypospolitej Polskiej". W dostępnej literaturze przedmiotu, w terminologii opisywanego obszaru funkcjonowania sił zbrojnych używane są dwa podstawowe pojęcia, których definicje wskazują na konieczność systemowego podejścia do tej problematyki. Mam tutaj na myśli: „izolowany personel" oraz odzyskiwanie personelu". **Odzyskiwanie personelu** – definiowane jest jako suma wojskowych, dyplomatycznych i cywilnych działań, których efektem jest odszukanie, przejęcie i reintegracja personelu, który znalazł się w izolacji. Doświadczenia ostatnich konfliktów wojskowych oraz wzrastające koszty wyszkolenia i wyposażenia żołnierza współczesnego pola walki dowiodły jednak, że procedury odzyskiwania personelu powinny mieć zastosowanie do wszystkich rodzajów sił zbrojnych (sił lądowych, morskich i specjalnych) oraz w uzasadnionych przypadkach, sprzętu wojskowego o dużym znaczeniu operacyjnym. Takie „połączone" (joint) podejście znajduje swoje odbicie w treści aktualnie obowiązujących dokumentów standaryzacyjnych NATO oraz w stosownych doktrynach przodujących armii świata. Co więcej, interdyscyplinarny charakter problematyki odzyskiwania personelu wyraża się szerokim wykorzystaniem pozamilitarnych sił i środków. Problematyka odzyskiwania personelu funkcjonuje, bowiem we wzajemnie uzupełniającym się trój-domenowym środowisku: wojskowym, cywilnym i dyplomatycznym.

Bez względu na przedstawione powody, Polska jako członek NATO musi spełnić sojusznicze wymagania. Zgodnie z dokumentami politycznymi i doktrynalnymi Sojuszu, cytuję: „uprowadzenie i wykorzystywanie personelu NATO przez stronę przeciwną w czasie operacji, może mieć negatywny wpływ na stan operacyjnego bezpieczeństwa, morale stanów osobowych i poparcie opinii publicznej, co do celów operacji i sposobów jej prowadzenia". Sojusz jest więc zobligowany do utworzenia Połączonego Systemu Odzyskiwania Personelu, opartego zarówno o wytyczne Komitetu Wojskowego NATO, jak i uwarunkowania narodowe. Polityka Sojuszu w tej materii określa zadania Kwatery Głównej i struktur dowodzenia NATO oraz państw członkowskich w zakresie utworzenia i funkcjonowania systemu odzyskiwania personelu wojskowego. Systemem będą objęci żołnierze, pracownicy cywilni i kontraktowi NATO oraz w przypadku uzyskania autoryzacji Rady Północnoatlantyckiej, personel spoza NATO, jeżeli uczestniczy w misjach i operacjach prowadzonych przez Sojusz. Zasadnicze zadania NATO w procesie tworzenia systemu obejmują przygotowanie:

- odpowiedniej infrastruktury,
- opracowanie programów szkolenia i ich realizację,
- zapewnienie interoperacyjnego wyposażenia specjalistycznego oraz
- długofalowe i kompleksowe wsparcie odzyskanego personelu w zakresie niezbędnej reintegracji, doradztwa i opieki zdrowotnej.

Należy podkreślić, że problem odzyskiwania personelu wojskowego jest rozpatrywany w środowisku połączonym.

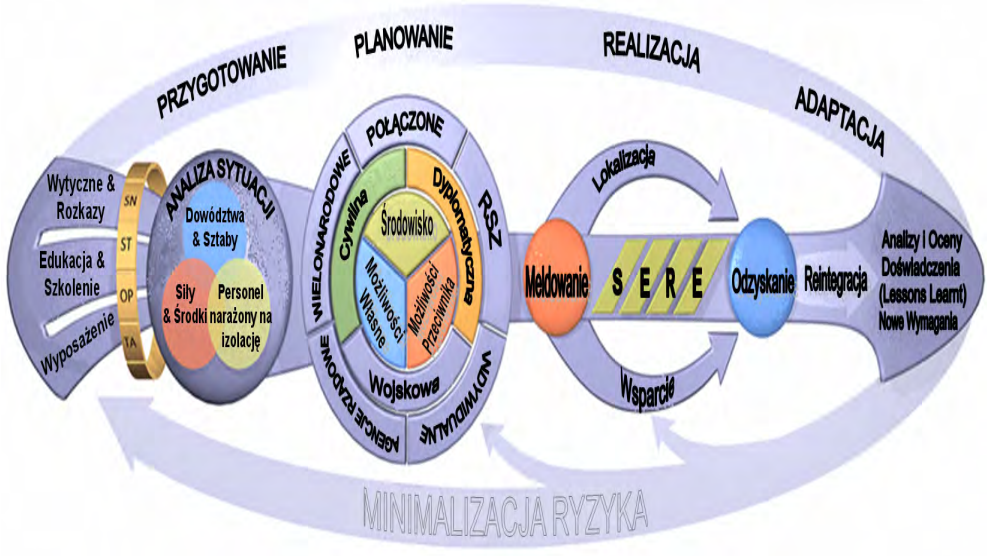
Odzyskiwanie Personelu jest systemem, którego celem jest:

- powrót izolowanego personelu do służby, a także

- utrzymanie wysokiego morale i ducha bojowego;
- zwiększenie operacyjnych możliwości działania (akceptacja ryzyka) oraz
- minimalizacja możliwości wykorzystania zdarzenia izolacji przez przeciwnika, aby wpłynąć na realizację strategicznych celów operacji oraz zmianę korzystnej opinii publicznej poprzez wykorzystania danych z przesłuchania lub stosowania brudnej propagandy.

Jak każdy system wojskowy obejmuje: przygotowanie, planowanie, egzekucję zaplanowanych działań oraz funkcje adaptacyjne (samodoskonalenia).

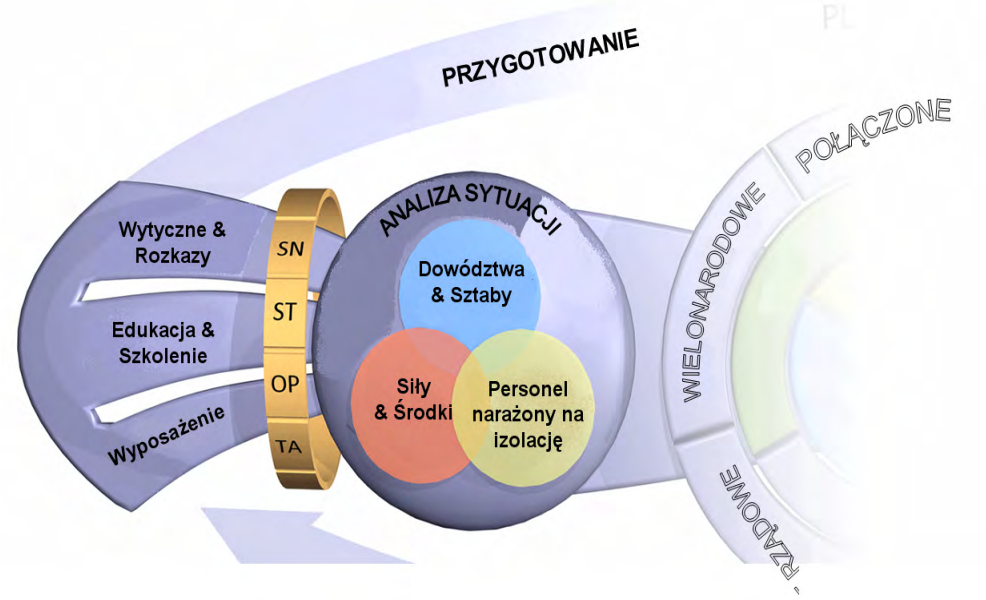
Chociaż zaprezentowany w sposób sekwencyjny bardzo ważne jest zrozumienie, że elementy składowe mogą występować symultanicznie lub w jakiejkolwiek porządku. System jest interaktywny i jego części składowe są współzależne. Zmiany w jednym mogą generować zmiany w pozostałych trzech.



Rys. 2. System odzyskiwania personelu

Aby zapewnić skuteczną realizację (egzekucję) działań, konieczna jest tzw. faza przygotowawcza. Przygotowanie jest etapem zapewniającym integrację elementów systemu PR w zakresie nabywania i doskonalenia umiejętności, wyposażenia i procedur umożliwiających wykonanie pięciu zadań (meldowania, lokalizacji, wsparcia, odzyskania, reintegracji) realizowanych w operacji PR na wszystkich szczeblach kierowania i dowodzenia (SN – narodowy, ST – Strategiczny, OP – operacyjny, TA – taktyczny). Trzy elementy: strategia i doktryny, specjalistyczny sprzęt i szkolenie są zaimplementowane na wszystkich szczeblach dowodzenia w celu przygotowania trzech zasadniczych uczestników systemu: dowództw i sztabów, sił i środków odzyskiwania oraz personelu wojskowego, który może znaleźć się w sytuacji izolacji. Uczestnicy systemu nabywają i utrzymują na odpowiednim poziomie zdolności operacyjne do

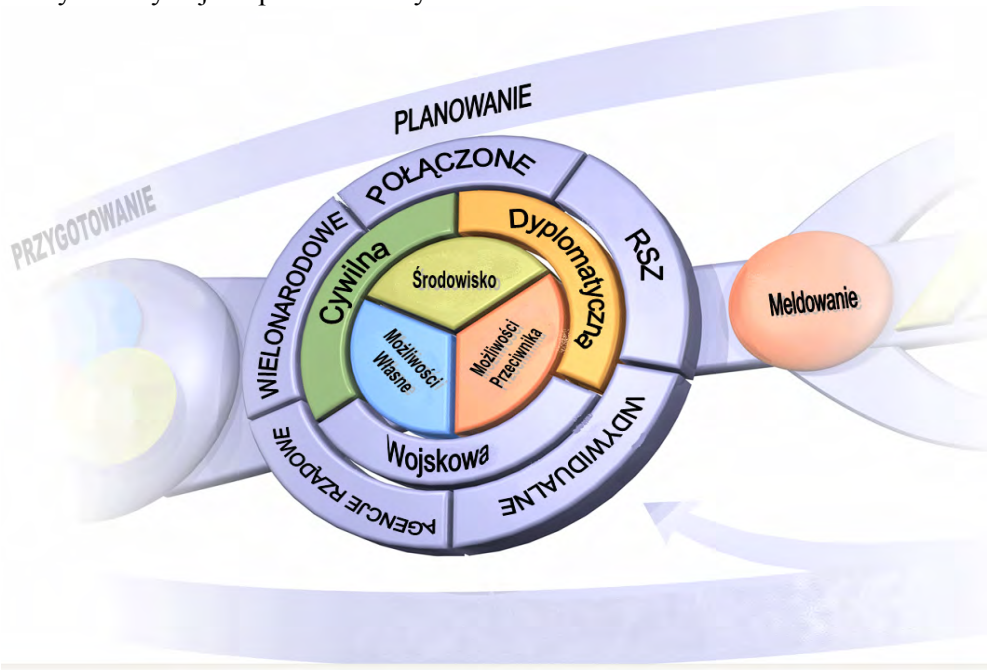
profesjonalnej reakcji i zachowań w przypadku zdarzenia. Jakość tych zdolności wpływa na efektywność i skuteczność systemu i ma bezpośrednie przełożenie na fazę planowania. Przygotowanie realizowane jest przede wszystkim w okresie poprzedzającym prowadzenie działań bojowych, jednakże w przypadkach deficytu czasu może być częściowo realizowane na miejscu i w czasie ich prowadzenia. Szkolenie i wprowadzenie wyposażenia specjalistycznego realizowane jest z uwzględnieniem specyfiki działań bojowych.



Rys. 3. Element przygotowania systemu odzyskiwania personelu

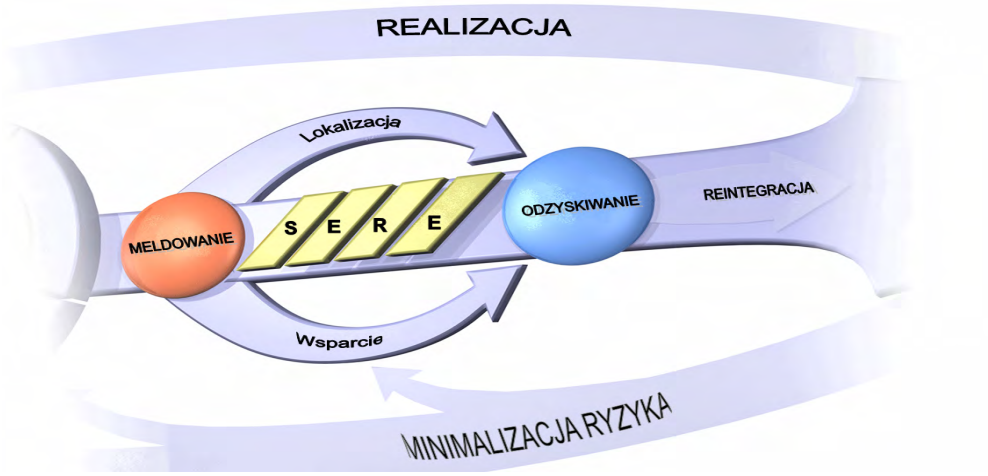
Planowanie obejmuje kolektywne działania dowództw/sztabów, sił i środków odzyskiwania i personelu narażonego na izolację, tak aby wykorzystać zdolności operacyjne w zakresie odzyskiwania w maksymalnym zakresie. Niezależnie od metodologii planiści muszą wziąć pod uwagę środowisko, własne zdolności operacyjne oraz możliwości przeciwdziałania przeciwnika. Środowisko obejmuje płaszczyzny: polityczną, ekonomiczną, wojskową, socjalną, informacyjną (rozpoznawczą), geograficzną (pogoda, terem itp.). Własne zdolności obejmują posiadane możliwości i wymagane możliwości. W zależności od sytuacji można zaplanować różne opcje reagowania na zdarzenie. Wojskowe rozwiązania obejmują tzw. akcję pierwszej szansy, planowe działania, działania z wykorzystaniem wsparcia z zewnątrz (potrzebna koordynacja) oraz samodzielne odzyskanie. Opcja dyplomatyczna opiera się na międzynarodowych porozumieniach i zobowiązaniach. Opcja cywilna wykorzystuje działające w rejonie organizacje rządowe i pozarządowe.

Planowanie powinno zawierać szerokie spektrum działań, począwszy od planowania indywidualnego (ISOPREP, EPA), w ramach RSZ, w środowisku połączonym i międzynarodowym. Ważnym elementem jest koordynacja działań planistycznych z innymi instytucjami pozaresortowymi.



Rys. 4. Element planowania systemu odzyskiwania izolowanego personelu

Najważniejszą fazą systemu jest realizacja zaplanowanych działań. Na początku jest meldunek o zdarzeniu, który jednocześnie inicjuje działania w zakresie wspierania personelu izolowanego oraz określenia lub udokładnienia jego lokalizacji. W czasie realizacji tych zadań personel znajdujący się w izolacji praktycznie wykorzystuje techniki nabyte i doskonalone w czasie szkolenia SERE. Kulminacją tych trzech rodzajów aktywności (SERE, Lokalizacji i Wsparcia) jest odzyskanie personelu. Następnym krokiem są działania integracji odzyskanego personelu, czyli przywrócenie go do służby.



Rys. 5. Element realizacji systemu odzyskiwania izolowanego personelu

Biorąc pod uwagę powyższe a w szczególności element realizacji należałoby rozważyć użycie lotniczych pododdziałów w operacji połączonej odzyskiwania izolowanego personelu oraz lądowych RRBn (Rapid Rescue Battalion – Batalion natychmiastowego reagowania), gdzie przygotowanie do realizacji tego typu misji wymaga czasu. W obecnej strukturze Sił Powietrznych RP istnieje Eskadra Działań Specjalnych zwana dalej 7. eds czy też w nomenklaturze NATO SOATG (Special Operations Air Task Group – Powietrzna grupa operacji specjalnych) przeznaczona w głównej mierze do realizacji misji NAR (Non Conventional Assisted Recovery – niekonwencjonalne działania wspomagające odzyskiwanie izolowanego personelu), SAR, CSAR (Combat Seearch and Rescue – Bojowe poszukiwanie i ratownictwo) i CR (Combat Recovery – bojowe odzyskiwanie). Jednak trzon sił uderzeniowych wdzierających się poza FLOT (Forward Line of Own Troops – Linia styczności wojsk własnych) stanowi SOATU (Special Operations Air Task Unit – Powietrzna jednostka operacji specjalnych) wyodrębnionych z 7. eds jako klucz wyspecjalizowanych jednostek lotniczych przede wszystkim śmigłowców Mi-17, a w przyszłości śmigłowców wyłonionych w ramach przetargu działających przy wsparciu F-16 Block „52”, Mig-29 Sił Powietrznych pracujących w szerokim spektrum misji CSAR oraz CR, jak również żołnierzy sił specjalnych. Dodatkowo są to jednostki zdolne do współpracy i realizacji misji z siłami międzynarodowymi. Użycie ZLZB (Zadaniowy Lotniczy Zespół Bojowy) organizowane będzie na bazie sił i środków wydzielonych z eskadry działań specjalnych wspartych elementami wydzielonymi z innych jednostek organizacyjnych Sił Powietrznych i Wojsk Specjalnych. Zasadniczym celem jest ogólne nakreślenie kierunków operacyjnego wykorzystania elementów lotniczych w operacjach specjalnych oraz założeń integracji wymiaru powietrznego, morskiego i lądowego operacji specjalnych. Zadaniowy Lotniczy Zespół Bojowy (ZLZB) czy też (SOATU) będzie prowadziło powietrzne operacje specjalne, które realizowane są przez odpowiednio

wyselekcjonowane, wyszkolone, wyposażone i zorganizowane jednostki lotnicze. O ich specjalnym charakterze decyduje elitarny personel, dobór sprzętu oraz system szkolenia pozwalający na prowadzenie operacji o najwyższym profilu trudności i ryzyka oraz z wykorzystaniem niekonwencjonalnych procedur NR. Spełnienie powyższych wymagań pozwoli osiągnąć najwyższy poziom profesjonalizmu i integracji z innymi elementami Wojsk Specjalnych polskich jak również innych państw. Lotnicze jednostki działań specjalnych są w wielu przypadkach wyposażone w zaawansowany technicznie sprzęt. Kierunki rozwoju w tej dziedzinie obejmują awionikę, systemy samoobrony, manewrowość i uzbrojenie statków powietrznych. Technologia w istotny sposób zwiększa możliwości ZLZB, jednak nie jest ona niezbędnym elementem powietrznych operacji specjalnych. Duża część zadań realizowana będzie przez konwencjonalne platformy lotnicze, czy też standardowy sprzęt używany na teatrze działań. Nieodzownym jednak elementem powietrznych operacji specjalnych, a zarazem najważniejszym składnikiem potencjału ZLZB będzie wyselekcjonowany, odpowiednio wyszkolony i zmotywowany personel lotniczy. Mentalność oraz innowacyjny sposób myślenia żołnierza wojsk specjalnych oraz lotniczego i naziemnego personelu ZLZB, stworzy warunki do wykorzystania sprzętu w sposób, którego potencjalny przeciwnik nie będzie w stanie przewidzieć.

LITERATURA

1. STANAG 7195 – NATO Personnel Recovery Doctrine (AJP-3.3.9).
2. STANAG 3552 – SAR manual (ATP-10).
3. STANAG 7030 – CSAR manual (ATP-62).
4. STANAG 7196 – NATO SERE Training.
5. STUDY ATP-3.7.1 – NATO Personnel Recovery TTPs.
6. Bi – SC JOINT OPERATIONAL GUIDENES 11/01 JOINT PERSONNEL RECOVERY (JPR).
7. PERSONNEL RECOVERY CONCEPT For Common Security and Defence Policy 08 Oct 2010.
8. Taktyka działań śmigłowców wojsk lądowych w ugrupowaniach mieszanych (podręcznik dla pilota); WLOP 451/2011.
9. Użycie śmigłowców w działaniach lądowych (DU-3.3.49 G); 2017.
10. Walka o przetrwanie załóg lotniczych zestrzelonych lub przymusowo lądujących na terytorium nieprzyjaciela. Poradnik, Poznań 1982.

THE SYSTEM OF RECOVERING ISOLATED PERSONNEL IN THE METHOD OF USING THE POLISH ARMED FORCES AVIATION IN JOINT OPERATIONS IN FUTURE CONFLICTS OF A MILITARY AND NON-MILITARY NATURE

Abstract

The work presents the scope of recovering isolated rescue personnel on the basis of their own experience and experience of rescue aviation personnel during search and rescue operations and exercises in the field of combat search and rescue.

Keywords: aviation personnel, emergency personnel

Leszek CWOJDZIŃSKI*
Hanna DZIDO**

PERSPEKTYWY ROZWOJU I UŻYCIA BEZZAŁOGOWYCH SYSTEMÓW POWIETRZNYCH W SIŁACH ZBROJNYCH

Zmiana charakteru prowadzenia konfliktów zbrojnych wymusiła zmianę sposobu ich prowadzenia oraz potrzebę opracowania nowych typów uzbrojenia. W niniejszej artykule zaprezentowano podstawowe założenia dotyczące użycia i perspektyw rozwoju bezzałogowych systemów latających. Przedstawiono dane taktyczno-techniczne wiodących konstrukcji. Jednocześnie zaprezentowano kierunki rozwoju i wykorzystania bojowych systemów powietrznych w przyszłych konfliktach zbrojnych. Wskazano, że bezzałogowe systemy powietrzne, użycie, których przynosi znaczne korzyści finansowe, są typem uzbrojenia, które w najbardziej spektakularny sposób zyskuje ostatnio na znaczeniu, przekształcając przy tym oblicze konfliktów zbrojnych. Autor na podstawie analiz i porównań proponuje, aby prace rozwojowe i budowa elementów oraz systemu (CUAS) zwalczającego BSL stały się szansą dla rozwoju krajowych instytutów naukowo-badawczych i przemysłu zbrojeniowego, oraz polskim produktem eksportowym.

Słowa kluczowe: systemy bezzałogowe, BSL, BSP, CUAS

Do rozwoju bezzałogowych systemów walki, oraz inteligentnych środków bojowych przyczynił się niewątpliwie rozwój szeregu różnych technologii. Wykorzystując osiągnięcia optoelektroniki i mikroelektroniki, opierając się na nowych technologiach materiałowych, opracowano systemy kamer dziennego i nocnego widzenia, oraz detektory innych źródeł promieniowania tworząc nowoczesne systemy rozpoznania i kierowania ogniem. Procesory o dużej szybkości przetwarzania danych stały się bazą systemów dowodzenia i kierowania walką, a nowoczesne hybrydowe systemy pozy-

* Airbus Poland S.A.
** Urząd Lotnictwa Cywilnego.

cjonowania umożliwiły szybką lokalizację obiektów na polu walki. To właśnie połączenie właściwości urządzeń optoelektronicznych i układów scalonych zrewolucjonizowało technikę rozpoznawania obrazów, umożliwiło automatyczne wykrywanie, klasyfikowanie i identyfikowanie wykrytych obiektów w czasie rzeczywistym i przesyłanie informacji do stanowisk dowodzenia. Wprowadzanie do pamięci procesorów wzorcowych obrazów celów, map terenu oraz algorytmów obróbki obrazów spowodowało skrócenie czasu reakcji na podjęcie decyzji o użyciu uzbrojenia, sprawiło, że broń ta (platformy bezzałogowe) coraz bardziej nabiera cech sztucznej inteligencji. Największą wartości systemów bezzałogowych stanowi jednak ich wyposażenie pokładowe. Uzbrojone bezzałogowe systemy powietrzne, użycie, których przynosi znaczne korzyści finansowe, są typem uzbrojenia, które w najbardziej spektakularny sposób zyskuje ostatnio na znaczeniu, przekształcając przy tym oblicze konfliktów zbrojnych.

Presja finansowa ostatnich lat zmusiła czynniki polityczne wielu państw do rewizji kształtu i wielkości wydatków obronnych, a co za tym idzie zmian organizacyjnych i strukturalnych sił zbrojnych oraz jego wyposażania. Przy zachowaniu, co najmniej wielkości aktualnego potencjału bojowego dąży się do zaspokojenia wyznaczonego poziomu ambicji poprzez zapewnienie efektywniejszych, skuteczniejszych, ale też mniej kosztownych środków walki. W trend ten wpisują się znakomicie Bezzałogowe Systemy Walki, które dzięki swoim wciąż zwiększającym się możliwościom, coraz częściej zastępują tradycyjne załogowe systemy walki.

W ostatnim dziesięcioleciu znacząco zwiększył się udział ilościowy bezzałogowych środków walki, przede wszystkim bezzałogowych środków powietrznych, w działaniach operacyjnych. Przewiduje się, że udział Bezzałogowych Systemów Powietrznych w najbliższym dziesięcioleciu w potencjale Sił Zbrojnych USA wzrośnie cztero-, pięciokrotnie [Unmanned Systems… 2013]. Pozwala to na stwierdzenie, że w pozostałych rodzajach BSW tendencja będzie podobna, być może w nieco mniejszej skali.

Z dotychczasowego rozwoju Bezzałogowych Systemów Powietrznych oraz doświadczeń z ich bojowego wykorzystania w trakcie operacji prowadzonych w ostatnich latach wnika, że miały one swoje zastosowanie przede wszystkim do realizacji następujących zadań [Unmanned Aircrafts… 2005]:

- obserwacji z powietrza i rozpoznania powietrznego (Intelligence, Surveillance and Reconnaissance – ISR);
- obezwładniania systemu obrony powietrznej (Suppresion of Enemy Air Defense – SEAD);
- niszczenia środków systemu obrony powietrznej przeciwnika (Destruction of Enemy Air Defense – DEAD);
- ataku elektronicznego (Electronic Attack – EA);
- zwalczania sił nawodnych przeciwnika (Anti-Surface Ship Warfare – ASSW);
- zwalczania okrętów podwodnych (Anti-Submarine Warfare – ASW);
- walki minowej (Mine Warfare – MW);
- retranslacji łączności (Communication Relays).

Powyższy zakres zadań będzie aktualny w perspektywie najbliższej dekady czy dwóch. Niemniej jednak postęp technologiczny w zakresie materiałów, napędów oraz uzbrojenia będzie stymulował rozszerzenie pakietu możliwych obszarów zastosowań BSP.

Spodziewać się można, że Bezzałogowe Systemy Powietrzne będą jeszcze w szerszym zakresie wzmacniać zdolności obserwacji i rozpoznania powietrznego. Dotoczyć to będzie w szczególności rozpoznania z dużej (a zatem bezpiecznej) odległości. Zakres prowadzonej działalności rozpoznawczej, dzięki zastosowaniu multisensorowych układów zdecydowanie się poszerzy. Już obecnie przewiduje się umieszczenie na pokładzie bezzałogowego środka powietrznego (BSP) stacji radiolokacyjnej lub radaru z aperturą syntetyczną (SAR). Przypuszczalnie, szczególnie w odniesieniu do dużych BSP, uwidoczni się konstruowanie wielozadaniowych platform rozpoznawczych i komunikacyjnych, które dzięki umiejscowionej na podkładzie platformy szerokiej gamie urządzeń technicznych będą w stanie zasilać informacyjnie wojska w zakresie wszystkich kategorii informacji rozpoznawczej, od optoelektronicznej poprzez elektroniczną, oraz sygnałową-wykrywania czynników broni masowego rażenia. Posiadanie wielu źródeł zdobywania informacji wpłynie na uniezależnienie procesu ich pozyskiwania np. od warunków atmosferycznych (zachmurzenie, zapylenie itp.).

Ze względu na różny zakres i charakter potrzebnej informacji na poszczególnych szczeblach dowodzenia, da się zauważyć znaczne różnice w wyposażeniu, zdolnościach taktyczno-technicznych i przeznaczeniu bezzałogowych środków powietrznych. Mniejsze konstrukcje, wykorzystywane do wsparcia bezpośredniego walczących wojsk, będą wymagały posiadania zdolności zwiększonego przetrwania w mocno nasyconym środkami walki środowisku działania. Stąd, wiele projektowanych konstrukcji BSP wykonywanych jest w technologii „stealth".

Na przestrzeni ostatniej dekady zauważalnym jest dynamiczny rozwój bezzałogowych statków powietrznych różnych klas, głównie za przyczyną ilości firm, które je projektują i produkują. Obecnie obok firm amerykańskich na rynku bezzałogowych statków powietrznych działają również rosyjskie, chińskie, brazylijskie oraz południowoafrykańskie [Szulc 2012].

Bojowe Bezzałogowe Statki Powietrzne (BBSP), oferują rozwiązania, które wychodzą naprzeciw wymaganiom przyszłych konfliktów zbrojnych. Jednym z działań jest opracowanie przez Europejską Agencję Obrony (EDA), Europejską Agencję Bezpieczeństwa Lotniczego (EASA) i władze lotnicze poszczególnych państw przepisów dotyczących certyfikacji bezzałogowców przez europejskie organa wojskowe. Zidentyfikowano działania, mające na celu zwiększenie zdolności operacyjnych bezzałogowych statków latających wchodzących w skład sił zbrojnych państw Starego Kontynentu. Ich wdrożenie zaplanowane jest w latach 2020–2025.

Do grupy najbardziej aktualnie znanych programów można zaliczyć europejski duet Taranis firmy BAE Systems, oraz nEUROn firmy Dassault. Porozumienie podpisane między rządami Francji Wielkiej Brytanii potwierdza wolę i plany przyszłej współpracy w obszarze rozwoju BBSP i z pewnością połączy w sobie zalety obu programów Taranis i nEUROn. Oczekuje się, że nowy produkt będzie w stanie osiągnąć

znacznie więcej, niż którykolwiek z aktualnie produkowanych czy testowanych bezzałogowców.

Analiza materiałów źródłowych pozwala wnioskować, że podobnie jak w przypadku załogowych również rozwój bezzałogowych statków powietrznych będzie zachodzić w dwóch zasadniczych kierunkach, mianowicie: udoskonalanie i doposażenie już eksploatowanych oraz projektowanie, budowa i wdrażanie nowych jakościowo i operacyjnie konstrukcji latających.

W obrębie pierwszego kierunku zmian wyraźnie krystalizują się tendencje tworzenia wielozadaniowych bezzałogowych statków powietrznych. Przykładem może być modernizacja RQ-1A Predator do wersji MQ-1C, w której udoskonalono systemy optoelektroniczne i przekazywania danych rozpoznawczych oraz zastosowano uzbrojenie, a także modernizacja MQ-9 Reaper posiadającej zmodyfikowany silnik, zautomatyzowany system kierowania i przekazu danych z rozpoznania (Automatic Dependent Surveliance-Brodcast – ADS-B) oraz wyposażenie stanowisk operatorów-pilotów w Live Virtual Constructive-Distributed Environment (LVC-DE). System ten zapewnia wymianę informacji o sytuacji w powietrzu z innymi użytkownikami przestrzeni powietrznej.

W obrębie drugiego kierunku zmian prym wiodą amerykańskie biura konstrukcyjne. Przykładem nowatorskiego projektu bezzałogowego statku powietrznego o zastosowaniu wojskowym jest HTV-2 Falcon. Nad tym projektem od kilku lat pracuje DARPA i Dowództwo Sił Powietrznych USA. DARPA - Defense Advanced Projects Agency Badania jest agencją Amerykańskiego Departamentu Obrony odpowiedzialną za rozwój nowych technologii do wykorzystania przez siły zbrojne. Obok wykonania klasycznych już zadań nakładanych na bezzałogowe statki powietrzne HTV-2 Falcon ma mieć zdolność do wyniesienia na orbitę okołoziemską małych satelitów, głównie telekomunikacyjnych i rozpoznawczych. Z tego względu zakładana prędkość przelotowa ma być bliska 6 Ma. Aby uzyskać zakładane osiągi w pierwszej fazie lotu bezzałogowy statek powietrzny HTV-2 Falcon będzie wykorzystywać turbinowy silnik odrzutowy, rozpędzający go do prędkości 3 Ma, po czym do pracy wejdzie drugi z systemów napędowych – odrzutowy silnik strumieniowy, który pozwoli na osiągnięcie zakładanej prędkości przelotowej [Norris 2011]. Demonstrator bezzałogowego statku powietrznego HTV-2 Falcon swoje pierwsze próby w locie wykonał w połowie 2010 r. pokonując dystans 7 700 km i osiągając prędkość 5 Ma. Drugi lot odbył się w sierpniu 2011 r. i pomimo, że trwał jedynie 30 min., ze względu na utratę łączności, udało się HTV-2 Falcona rozpędzić w fazie nurkowania do prędkości 20 Ma (rys. 1) [Little 2007].

Rys. 1. Projekt HTV-2 FALCON [źródło: Air&Space Magazine]

Rosja, dostrzegając wymierne korzyści z zastosowania bezzałogowych statków powietrznych, podejmuje energiczne działania mające na celu wprowadzenie w swoich sił zbrojnych „bezzałogowca" w wersji uderzeniowej. Ładunek bojowy docelowo stanowić mają pociski rakietowe powietrze-ziemia, pociski przeciwradiolokacyjne oraz bomby szybujące [Garstka 2008]. W wyniku intensywnych prac powstał demonstrator bezzałogowego statku powietrznego pod nazwą Skat, który MiG Russian Aircraft Corporation zaprezentował w 2007 r. (rys. 2). Konstrukcja bezzałogowego statku powietrznego Skat jest bliźniaczo podobna do amerykańskiego samolotu B-2 Spirit. Skat również ma być całkowicie wykonany w technologii stealth z szerokim zastosowaniem materiałów kompozytowych. Ujawnione ostatnio podstawowe dane taktyczno-techniczne Skat są następujące:

Tabela 1

Parametry techniczno-taktyczne Skat

PARAMETR	WARTOŚĆ
Długość	10,25 m
Rozpiętość	10,25 m
Wysokość	2,7 m
Zasięg	4 000 km
Pułap	12 000 m
Prędkość	800 km/h
Masa startowa	8 000 kg
Masa uzbrojenia	2 000 kg
Ciąg silnika	49,425 kN

Rys. 2. Demonstrator Skat [źródło: http://pl.wikipedia.org/wiki/MiG_Skat]

Nieustanny postęp technologiczny powoduje, że realne i technologicznie możliwe jest opracowanie bezzałogowych statków powietrznych o relatywnie małej masie startowej rzędu 100-150 kg, a jednocześnie o znacznym zasięgu dochodzącym nawet do tysiąca kilometrów i długotrwałości lotu rzędu 20 godz. W ten sposób „cięższe" bezzałogowe statki powietrzne można będzie zastępować nowym „lżejszym" i bardziej efektywnym uniwersalnym statkiem powietrznym, co w konsekwencji spowoduje zredukowanie kosztów projektowania i zakupu [Bartnik i Łukawski 2012].

Zgodnie z przewidywaniami Departamentu Obrony USA Chiny do 2023 roku mogą wyprodukować prawie 42 000 BSP do zastosowań nad lądem i wodą.

O ważności samych BSP w armii chińskiej może świadczyć fakt, budowy potężnej bazy (ponad 134 hektarów powierzchni) w Pekinie, która ma osiągnąć gotowość do pełnego wykorzystania ok. 2025 roku. Pierwsze prace nad BSP w Chinach rozpoczęto jeszcze w latach osiemdziesiątych ubiegłego wieku. Jak się nieoficjalnie uważa, prowadziła je spółka Xi'an Aisheng (ASN) Technology Group Co. Ltd. wraz z Politechniką Północno-Zachodnią. Obecnie w Chinach funkcjonuje bardzo wiele biur projektowych, producentów i poddostawców komponentów do platform bezzałogowych. Do najbardziej znanych można zaliczyć:

- oddział badawczo-naukowy China Academy of Aetospace Aerodynamics (CAAA) należący do China Aerospace Science and Technology Corporation (CASC);
- Harbin Aircraft Industry Group (HAIG) i Chengdu Aircraft Design and Research Institute (CADI) - oba zależne od znanego Aviation Industry Corporation of China (AVIC);
- Sunic-Ocean System Technology;
- China Aerospace Science and Industry Corporation (CASIC);
- Guizhou Aviation Aircraft Corporation;
- Tengoen.

Poniżej przedstawiono (rys. 3) BSP CH-4A/B klasy MALE, o jego prezentacji zdecydowało ujawnienie przez producentów części danych oraz zastosowanych rozwiązań, układów konstrukcyjnych, przenoszonego uzbrojenia a także realizowanych przez ten BSP zadań.

W przypadku BSP CH-4A/B (medium altitude long endurance) założeniem konstruktorów było opracowanie taniego w pozyskaniu i eksploatacji systemu, cechującego się prostą i zarazem uniwersalną konstrukcją. Według nieoficjalnych danych koszt jego pozyskania wynosi ok. 20% ceny nowoczesnego samolotu wielozadaniowego czwartej generacji.

Ogólny układ konstrukcyjny tego kompozytowego średniopłata z prostym skrzydłem i ustrzeżeniem Rudlickiego przypomina amerykańskiego MQ-9 Reaper. Doskonałość aerodynamiczna przekracza 20 (stosunek współczynnika siły nośnej do współczynnika oporu) przy współczynniku siły nośnej wynoszącym niemal 1. Długość BSP

wynosi 8,5 m, a rozpiętość skrzydeł 18 metrów. Do jego napędu użyto tłokowego silnika o mocy 100 KM, współpracującego ze śmigłem pchającym o zmiennym skoku wyposażonym w trzy łopaty. Chwyt powietrza umieszczono pod tylną, górną częścią kadłuba.

Rys. 3. Chiński BSP CH-4A/B klasy MALE [źródło: https://www.defence24.pl/chinskie-systemy-bezzalogowe-przeglad-technologii]

Trzypunktowe podwozie jest chowane w locie i zaopatrzone w teleskopowe amortyzatory. Optoelektroniczna głowica (z kanałem dziennym, termowizyjnym i laserowym dalmierzem/podświetlaczem) jest wysuwana z wnęki pod kadłubem, dodatkowo uzupełnia ją stacja radiolokacyjna z syntetyczną aperturą (SAR) o zasięgu 50 km i maksymalnej rozdzielczości 0,5 metra. Ten ostatni sensor pracuje w paśmie Ku i ma masę 60 kg. Pasmo Ku jest to fragment widma fal elektromagnetycznych należący do promieniowania mikrofalowego o zakresie częstotliwości od 11,7 do 12,7 GHz i 14 do 14,5 GHz.

Długotrwałość lotu CH-4 ponad 40 godzin, udźwig wynosi do 345 kg (maksymalna masa startowa to 1330-1350 kg). Według niepotwierdzonych danych prędkość przelotowa wynosi 150-180 km/h, prędkość maksymalna to 210-235 km/h. Taktyczny promień działania do 250 km w przypadku zastosowania kierunkowego łącza radiowego (zakresu C, częstotliwość 4-8 GHz) a przy łączu satelitarnym (SATCOM) wzrasta do 2000 km.

Pułap maksymalny wynosi ok. 7200 metrów. Dron ten może być uzbrojony w korygowane satelitarnie bomby FT-5/9 oraz kierowane pociski rakietowe AR-1 przenoszone na czterech węzłach podwieszania uzbrojenia. Na BSP testowano również po-

ciski przeciwpancerne HJ/AKD-10 i ich lżejszą odmianę Blue Arrow 9 (BA-9), występującą z tandemowymi głowicami kumulacyjnymi a także odłamkowo-burzącymi. Najprawdopodobniej może także przenosić nowe bomby FT-10/25 o masie 25 kg.

W skład wyposażenia systemu wchodzi, oprócz samych bsl (trzy lub cztery egzemplarze w zestawie) naziemna kontenerowa stacja kontrolna i naczepa z kierunkową anteną łączności (oraz generatorami zasilającymi) do dwustronnej komunikacji z BSP, a także wyposażenie dodatkowe. Autonomiczność systemu (start, faza lotu, lądowanie) powoduje, że bezzałogowiec ten jest łatwy w eksploatacji. Szkolenie jego operatorów trwa około trzech miesięcy, a ich rola ogranicza się do wyboru obiektu uderzenia/rozpoznania lub śledzenia celu. Czasodtworzenia gotowości bojowej wynosi ok. 30 minut. Ostatnio przetestowano na nim z powodzeniem nową wielozakresową głowicę optoelektroniczną HD o masie 50 kg.

W warunkach bojowych CH-4 wykorzystywał już Irak oraz Arabia Saudyjska i ZEA w Jemenie. W tym pierwszym przypadku bezzałogowce te wykonywały misje rozpoznawczo-bojowe w ramach operacji przeciwko tzw. Państwu Islamskiemu.

Na podstawie dokonanych porównań i analiz dostępnych danych kolejne generacje bezzałogowych statków powietrznych charakteryzować się będą zwiększeniem niezawodności i poziomu bezpieczeństwa lotu (przewiduje się, że czas bezawaryjnej pracy systemu wzrośnie z 300 do około 1000 godz. lotu). Co więcej, dzięki mniejszej masie startowej bezzałogowe statki powietrzne będą bardziej mobilne i nie będą wymagać stałych baz i dróg startowych oraz rozbudowanej infrastruktury. Liczebność personelu obsługowego może być zredukowana do kilku osób obsługi naziemnej i operatorów, przy utrzymaniu zdolności do prowadzenia operacji lotniczej przez całą dobę.

W perspektywie najbliższych 20-25 lat można spodziewać się wykształcenia nowych wyspecjalizowanych bezzałogowych statków powietrznych. Najprawdopodobniej ten rodzaj środka walki będzie obecny w walce elektronicznej (WE), zarówno w zakresie osłony elektronicznej, jak i oddziaływania ofensywnego – niszczenia systemów elektronicznych bądź zakłócania ich pracy. Przewiduje się również, że działania BSP WE będą łączone, w celu uzyskania komplementarności systemu oddziaływania elektronicznego, z wyspecjalizowanymi samolotami załogowymi, działając w szczególności w niebezpiecznej strefie w bliskości zakłócanych obiektów [Zajas et al. 2009].

Pogląd ten zgodny jest z planami rozwojowymi systemów bezzałogowych wyartykułowanymi przez planistów amerykańskich. W dalszej perspektywie rozwoju Bezzałogowych Systemów Walki wskazują oni na potrzebę łączenia działań platform i systemów załogowych z platformami/systemami bezzałogowymi. Oznacza to wykonywanie lotów we wspólnym ugrupowaniu bojowym (COMAO – Composite Air Operation – połączona operacja powietrzna), w tym samym segmencie przestrzeni powietrznej.

Nowy jakościowo system określany, jako Manned-Unmanned System Teaming (MUM-T) będzie posiadał zdolności do realizacji następujących grup zadań [Unmanned Systems … 2013]:

- zwalczanie sił ofensywnych naziemnych, nawodnych z większych odległości (Stand-off Distance);
- zapewnienie mobilności wojsk w operacji wejścia na teatr działań (Initial Entry);
- zapewnienie zdolności do przemieszczania i wykonania manewru podczas prowadzenia działań ofensywnych;
- zapewnienie środków na rozwinięcie i podtrzymanie linii komunikacyjnych oraz logistycznych;
- zapewnienie osłony rozmieszczonych elementów wojsk;
- zapewnienie ciągłej obserwacji i rozpoznania teatru działań oraz neutralizacja wykrytych i zidentyfikowanych zagrożeń.

Wyszczególniona lista zadań pozwala na zidentyfikowanie kolejnego obszaru rozwoju bezzałogowych systemów/platform powietrznych, a mianowicie wsparcia transportu wojsk i zaopatrzenia realizowanego w różnym wymiarze: strategicznym, operacyjnym i taktycznym. Zadania tego typu będą wykonywane w oparciu o różnorodną pod względem parametrów techniczno-taktycznych platformę BSP. Obecnie w BSP do zadań transportu powietrznego wyposażane są przede wszystkim pododdziały wojsk specjalnych [Freedberg 2013], czyli jednostki działające z dużym stopniem autonomii, we wrogim otoczeniu oraz w oderwaniu od własnych źródeł zaopatrzenia. Przewiduje się jednak rozszerzenie kręgu potencjalnych użytkowników transportowych bezzałogowych środków powietrznych, doprowadzając do wykształcenia się różnych klas tego sprzętu [Zajas et al. 2009].

Jak ważne jest długoterminowe planowanie w celu osiągnięcia zakładanych rezultatów, pokazują amerykańskie koncepcje rozwoju systemów bezzałogowych zawarte w opublikowanym w lutym 2014 r. „US Air Force RPA Vector: Vision and Enabling Concepts 2013–2038", ten uszczegółowiony dokument zastąpił koncepcję rozwoju bezzałogowych systemów walki USAF plan 2009–2047.

Tendencja rozwojowa Bezzałogowych Systemów Powietrznych wskazuje, że proces nasycenia wojsk tym rodzajem środka walki będzie postępował dość dynamicznie. Szczególnie widoczne będzie to w obrębie środków uderzeniowych, ale także w zakresie zwalczania platform bezzałogowych przeciwnika, przez aparaty latające klasy „hunter-killer", będących częścią systemu CUAS (Counter Unmanned Aerial System).

Niemniej jednak, bezzałogowe środki powietrzne nie będą jeszcze wypierały systemów załogowych, a raczej znakomicie je uzupełniały. Zajmująca się analizami rynku lotniczego i zbrojeniowego Teal Group ogłosiła prognozę, z której wynika, że rynek lotniczych systemów bezzałogowych podwoi się w ciągu dekady.

W 2014 roku Siły Zbrojne Stanów Zjednoczonych dwukrotnie (30 kwietnia i 1 maja) zorganizowały konferencje nt: „Technologii Zwalczania Bezzałogowych Systemów Powietrznych (Counter Unmanned Aerial Systems CUAS). W trakcie poufnego spotkania przedyskutowano 68 prac, w tym 26 przedstawionych osobiście przez ich autorów.

Przedstawiono i omówiono mechanizmy wykrywania, podejmowania decyzji i zwalczania bsl na każdym szczeblu dowodzenia. Potencjalne rozwiązania obejmowały metody kinetyczne, niekinetyczne, elektroniczne, aż do wojny cybernetycznej włącznie. Dużo uwagi skupiono na metodach zwalczania energią kierowaną (lasery i mikrofale o dużej mocy) oraz cyberengacją. Jednakże najczęściej proponowano tradycyjne, kinetyczne systemy kierowane z ziemi. Spowodowane to jest tym, że są to środki relatywnie tanie oraz, że można je szybko rozwinąć i zastosować. Jednakże wszyscy uczestnicy sympozjum zgodzili się, że w przyszłości zastosowane będą wielozadaniowe kombinowane systemy przeciwlotnicze.

Obecnie można powiedzieć, że na poziomie brygad wojsk lądowych wszystkie tradycyjne kinetyczne, przeciwlotnicze środki obrony są duże, zbyt drogie i jest ich coraz mniej. Tzw. „rój" małej wielkości niedrogich bsl skierowany do akcji przez przeciwnika z dużym prawdopodobieństwem może szybko przebić się przez wyrafinowane, drogie systemy obrony przeciwlotniczej stwarzając realne zagrożenie dla wojsk i obiektów infrastruktury krytycznej. Dlatego wszyscy powinniśmy zdawać sobie sprawę, że na poziomie taktycznym, batalionu i poniżej potrzebujemy do przeciwdziałania bsl środków ogólno-wojskowych /kombinowanych i tańszych w sposobie ich pozyskania i użycia.

Potrzeba takich systemów implikuje również wykrywanie i podejmowanie decyzji na niższych poziomach dowodzenia, aż do poziomu plutonu, czy też grupy bojowej. Zwalczanie bsl będzie wymagało nie tylko kosztowo efektywnych systemów neutralizacji, ale również nowych mechanizmów w łańcuchu dowodzenia. Budowa systemu CUAS zwalczającego bsl, to skomplikowany i drogi proces. Rozpatrując jego budowę należy określić jak zneutralizować zagrożenie bez ryzyk związanych z koalicjantami, ofiarami cywilnymi czy z ofiarami bratobójczymi. Wróg nie będzie się takimi sprawami przejmował. Będzie w posiadaniu dużej ilości tanich systemów, których użycie oznacza asymetryczną technicznie i finansowo bitwę.

Idea poszukiwania niedrogich środków zwalczania w wielu armiach NATO zawarta jest w dokumencie dot. obrony przeciwlotniczej i antyrakietowej i mówi o„konieczności znalezienia sposobów unikania scenariuszów, kiedy to przeciwnik wystrzeli dużą ilość względnie tanich rakiet, pocisków balistycznych i manewrujących, czy też bezzałogowych obiektów, zaś naszą jedyną odpowiedzią byłoby ich przechwycenie za pomocą wysoce kosztownych i skomplikowanych systemów."

Idea ta stała się głównym tematem analizowanym i trenowanym w czasie ćwiczeń „Black Dart" Połączonych i Zintegrowanych Przeciwlotniczych i Przeciwrakietowych Organizacji (JIAMDO - ang. Joint Integrated Air and Missile Defense Organization). Black Dart jest obecnie jedynym organizowanym ze strzelaniem bojowym ćwiczeniem stanowiącym pokaz możliwości Pentagonu w zakresie zwalczania bsl. Ćwiczenia te organizowane są raz w roku i mają na celu ocenę istniejących i nowo tworzonych koncepcji, systemów i architektury w zakresie CUAS.

W międzyczasie, siły zbrojne USA poddały ocenie poziom integracji kierowania ogniem Spaletyzowanego Systemu Obrony z całą gamą różnych środków przechwytujących bsl. Wg opinii Greg'a Wheelock'a, szefa techniki Centrum Uzbrojenia

ds. Wojny Powietrznej Marynarki Wojennej (NAWCWD - ang. Naval Air Warfare Center Weapons Division) pocisk Spike był traktowany, jako broń doraźna przeciw BSL, co zapoczątkowało pomysł integracji pocisku Spike ze Spaletyzowanym Systemem Ochrony. Taka kombinacja skutecznie wychwytywała cele w czasie ćwiczeń US Navy. NAWCWD widzi potencjał dla Spike'a jako uzupełnienie środków obrony przeciwko samolotom uderzeniowym atakującym obiekty naziemne. US Army zaś traktuje ten pocisk, jako jeden z wielu możliwych środków zwalczania bsl w systemie CUAS.

W systemie CUAS niezwykle istotne okazały się metody wykrywania i klasyfikacji platform. JIAMDO utrzymuje, iż najbardziej wyzywający aspekt CUAS to zdolność Sił Połączonych do uzyskania wystarczających informacji potrzebnych do podjęcia dokładnej i w porę, decyzji neutralizacji zagrożenia UAS.

Rezultatem studiów i ćwiczeń jest także sugestia zintensyfikowania prac nad badaniem i rozwojem bsl, oraz nad analizą takich koncepcji jak „roje bsl". Roje – autonomicznie koordynowane grupy małych bsl stanowią przykład wyzwania, do jakiego tradycyjne systemy obrony plot nie są przygotowane (liczne, małe cele nadlatujące potencjalnie ze wszystkich stron). Relatywnie proste i tanie mogą potencjalnie wprowadzić zamieszanie i zmylić współczesne systemy przeciwlotniczy.

Uważa się, że roje bsl stanowią zagrożenie leżące poza możliwościami pojedynczego systemu obrony powietrznej. Zniszczenie jednego lub kilku tanich dronów z pewnością nie zaszkodzi misji, zaś ich plany (BSL) konstrukcyjne i podzespoły są dostępne na wolnym rynku. Chińskie systemy autopilotów dominują na rynku oferującym małe i tanie drony. Badania nad rojem stanowią uzupełnienie dla poufnego raportu znanego pod nazwą „Project Jason" próbującego scharakteryzować zagrożenie ataku ze strony rojów małych bsl jak np. projekt 'Harpy' zrealizowany przez AIA (Israel Aerospace Industries).

Obecnie prowadzi się w USA badania nad koncepcją tanich, wolnych i małych platform latających, które mogą latać rojami, lub pojedynczo. Tanie, wolne i małe drony są trudne do wykrycia za pomocą użytkowanych radarów lub czujników podczerwieni czy akustyki. Chociaż przechwycenie jest wykonalne, to sprawa nabiera innego znaczenia kirdy porówna się koszty pomiędzy kosztownymi systemami przechwytującymi a tanimi dronami. Do wykrywania i niszczenia bsl istotna będzie idea angażująca komponenty wszystkich sił zbrojnych. Systemy radarowe są skuteczne, ale nie spełniają swej roli w przypadku małych obiektów lecących na małej wysokości i w dużym rozproszeniu.

W tym wypadku skuteczne stają się inne środki wykrywania, jak np. pasywne czujniki magnetyczne czy podczerwieni, lub optoelektroniczne. Podobne optoelektroniczne technologie wykrywania i nadzoru są używane w sygnalizacji świetlnej. Dziś na skrzyżowaniach używa się umieszczonych wysoko kamer, by monitorować ruch i zmienić światła, gdy pojazd zbliża się do niego. Kamera wideo wykrywa pojazdy przez analizowanie obrazu ruchu, ustalając zmiany pomiędzy kolejnymi ramkami. Algorytmy przetwarzania obrazu, które analizują czarno-białe zdjęcia badają zmiany po-

ziomu szarości w grupach pikseli zawartych w ramkach wideo. Algorytmy te są zaprojektowane tak by usuwać zmiany szarości w tle obrazu powodowane przez pogodę, cienie, dzienne lub nocne zakłócenia i zostawiają obiekty zidentyfikowane, jako auta, ciężarówki, motocykle i rowery. Parametry natężania ruchu są liczone poprzez analizowanie kolejnych klatek wideo.

Kamera wykrywania dronów będzie działać na tej samej zasadzie. Matryca wysokiej rozdzielczości kamer wideo rozlokowanych obwodowo, wokół ochranianych obiektów, wszystkie kamery skierowane w niebo, stale analizują każdą pikselową zmianę wykrywając obiekty latające i określając ich pozycję. Nowa technologia umożliwia również wysyłanie innego sygnału obrazowego do wykrytego drona. Operator drona będzie oglądał wideo z czegoś innego niż to, na co patrzy dron. Istotnie, jeżeli ktoś zna prawdopodobne miejsce drona, to zazwyczaj posiada środki, aby go zwalczyć. Podstawowym problemem z dronami jest to, że nikt nie zna ich miejsca i nie umie powiedzieć, kiedy i gdzie się pojawi, a każde przeciwdziałanie musi być przede wszystkim skoncentrowane na wykrywaniu. Małe drony, które mogą poruszać się niewykryte przez standardowe detektory, mogą być orężem wyboru na takiej arenie. Nowe drony wielkości kolibra są prawie niemożliwe do wykrycia przez dostępne obecnie rozwiązania technologiczne.

Prace rozwojowe i budowa elementów oraz systemu zwalczającego bsl mogą stać się szansą dla rozwoju krajowych instytutów naukowo-badawczych i przemysłu zbrojeniowego, oraz polskim produktem eksportowym.

PODSUMOWANIE

Siły Zbrojne RP są w przededniu podjęcia decyzji o pozyskaniu bezzałogowych platform latających klasy MALE i HALE, co również jest bezpośrednio związane z programem selekcji i szkolenia pilotów- operatorów systemów bezzałogowych. Technologie krytyczne taki jak łączność, kryptografia, software mają być opracowane w Polsce, Bezzałogowce to dzisiaj konieczność - systemy bezzałogowe są potrzebne także w działalności pozamilitarnej. W dzisiejszych czasach jest to już konieczność. Bezzałogowce są wykorzystywane przez większość państwo NATO. W przypadku Polski ich zadania będą sprowadzać się do rozpoznania czy kierowania ogniem. Takie bsl niekoniecznie muszą być kupione za granicą. Małe drony mogą być produkowane w Polsce w całości. Tak samo jak elementy dużych platform latających. Z przeprowadzonej analizy wynika, że płatowce, systemy pokładowe i głowice optoelektroniczne oraz łączność kryptograficzna może powstawać w oparciu o rodzimą technologię i przemysł. Prace rozwojowe i budowa elementów oraz systemu zwalczającego BSL mogą stać się szansą dla rozwoju krajowych instytutów naukowo-badawczych i przemysłu zbrojeniowego, oraz polskim produktem eksportowym. Podejmując decyzję

o pozyskaniu systemów bezzałogowych dla Wojska Polskiego, należy także zdecydować o przyszłym kształcie struktur kształcenia, planowania użycia i dowodzenia systemami bezzałogowymi w siłach zbrojnych. Ważnym wydaje się także udzielenie odpowiedzi na następujące pytania:

- jak rozwiązać problemy pozyskania technologii (np.: łączność satelitarna, kryptologia, data link, autonomiczność, pozycjonowanie, dedykowane środki bojowe) projektowania i budowy systemów platform, oraz szkolenia operatorów do ich bojowego użycia;
- jakie kierunki studiów należy rozwijać/utworzyć, aby przygotować przyszłe kadry inżynierów/informatyków do rozwiązywania nowych wyzwań związanych z projektowaniem i eksploatacją zaawansowanych technologicznie systemów bezzałogowych;
- jakie zadania (zdolności obronne) mogą realizować siły zbrojne z użyciem systemów platform bezzałogowych w bliższej i dalszej perspektywie;
- w jaki sposób zamierza się wykorzystać operacyjnie systemy bezzałogowe (np. jak zostaną podzielone zadania dla platform latających w skali sił zbrojnych);
- w jaki sposób dostosować prawo lotnicze, prawo morskie i prawo międzynarodowych konfliktów zbrojnych do użycia bezzałogowych platform uderzeniowych;
- jakie kryteria selekcji pod względem profilu psychologicznego przyjąć dla kandydatów na pilotów-operatorów i operatorów, jak zaplanować proces szkolenia i utrzymania ich w służbie.

Przyszłe konflikty zbrojne, oraz rozwiązywanie sytuacji kryzysowych w znacznie większym niż dotychczas stopniu będą uzależnione od działań prowadzonych przez systemy platform bezzałogowych w przestrzeni powietrznej, na lądzie, morzu oraz w kosmosie. Państwa, które nie rozwijają i nie posiadają takich środków i systemów walki będą zmuszone kupować swoje bezpieczeństwo u tych, które takie zdolności posiedli.

LITERATURA

1. Bartnik R, Łukawski R.K, 2012, Wpływ nowych technologii na realizację zadań ofensywnych i defensywnych przez siły powietrzne, Wyd. AON, Warszawa 2012, s. 28-29.
2. Freedberg S.J. Jr., 2013, Love Letters To Robots: Why Marines Extended K-MAX In Afghanistan, Breking Defence, dostępne dnia 13.03.2014 r. pod adresem: www.breakingdefense.com/2013/03/love-letters-to-robots
3. Garstka J, 2008, Bojowe bezzałogowe statki powietrzne, [w:] Przegląd Sił Powietrznych nr 8/2008, s. 18-19.
4. https://en.wikipedia.org/wiki/Distinguished_Warfare_Medal
5. https://www.defence24.pl/chinskie-systemy-bezzalogowe-przeglad-technologii
6. https://www.defence24.pl/piloci-dronow-zolnierze-drugiej-kategorii

7. https://www.medalsofamerica.com/blog/new-distinguished-warfare-medal-announced/
8. https://www.uasvision.com/2018/07/19/us-air-force-awards-first-rpas-medals/
9. Little G, 2007, Mach 20 or Bust, Weapons research may yet produce a true spaceplane,[w:] Air&Space Magazine 1 September 2007.
10. Norris G, 2011, Review Board Sets Up to Probe HTV-2 Loss, [w:] Aviation Week 12 August 2011 r.; DARPA Falcon Project, dostępne dnia 10.03.2014 r. pod adresem:http://en.wikipedia.org/wiki/DARPA_Falcon_Project.
11. Szulc T., 2012, Chińskie bezzałogowe ADDENDA, „Nowa Technika Wojskowa" nr 2/2012, s. 84.
12. Unmanned Aircraft Systems Roadmap 2005-2030, 2005, Office of the Secretary of Defense, Washington D.C.
13. Unmanned Systems Integrated Roadmap FY 2013-2038.
14. Zajas S. i in., 2009, Studium przyszłości sił powietrznych. Kierunki rozwoju do 2025 roku, Wyd. AON, Warszawa.

PROSPECTS FOR THE DEVELOPMENT AND USE OF UNMANNED AERIAL SYSTEMS IN THE ARMED FORCES

Abstract

The change in the nature of armed conflicts forced a change in the way they were conducted and the need to develop new types of weapons. This article presents the basic assumptions regarding the use and development prospects of unmanned flying systems. Tactical and technical data of the leading structures are presented. At the same time, the directions of development and use of combat air systems in future armed conflicts were presented. It was pointed out that unmanned aerial systems, the use of which brings significant financial benefits, are the type of weapon that has recently been gaining in importance in the most spectacular way, transforming the face of armed conflicts. On the basis of analyzes and comparisons, the author proposes that the development work and the construction of elements and the system (CUAS) to combat UAV become an opportunity for the development of national research institutes and the defense industry, and a Polish export product.

Keywords: unmanned systems, UAV, UAV, CUAS

Leszek CWOJDZIŃSKI*
Eryk KŁOPOTOWSKI**

SAMOLOT A ŚRODOWISKO. ZMIANY W KONSTRUKCJI STATKÓW POWIETRZNYCH WYMUSZONE OGRANICZENIAMI ŚRODOWISKOWYMI

Autorzy na podstawie literatury i materiałów udostępnionych przez producentów przedstawiają najważniejsze zmiany w konstrukcji samolotów prowadzące do ograniczeń emisji zanieczyszczeń środowiska w 3 zakresach: emisji dwutlenku węgla (CO_2), emisji tlenków azotu (NO_x) oraz emisji hałasu. Praca przedstawia źródła wyżej wymienionych zanieczyszczeń środowiskowych w ujęciu globalnym a także w odniesieniu do poszczególnych statków powietrznych oraz sposoby ich niwelowania poprzez zastosowania rozwiązań konstrukcyjnych i systemowych. Omawiane zmiany mające na celu bardziej ekologiczne latanie obejmują przede wszystkim budowę płatowca, konstrukcje silników, zastosowanie biopaliw, wprowadzenie systemowego zarządzania przestrzenią powietrzną, czy też zastosowanie napędów hybrydowych i elektrycznych. Praca przedstawia także programy środowiskowe implementowane w systemie publiczno-prywatnych inicjatyw w Europie i USA, dotyczących ekologicznych technologii recyklingu statków powietrznych, oraz produkcji elementów płatowców i silników z materiałów recyklingowanych.

Słowa kluczowe: samolot, ekologia, emisja zanieczyszczeń, hałas, recykling

1. WPROWADZENIE

Transport lotniczy postrzegany jest obecnie przez media i społeczeństwa bardzo negatywnie w kontekście niepożądanego wpływu na środowisko naturalne. Lotnictwo obarcza się odpowiedzialnością za wytwarzanie oraz emisję gazów cieplarnianych, przede wszystkim dwutlenku węgla i tlenków azotu a także emisję hałasu, którego negatywny wpływ dotyczy nie tylko części naziemnej lotnisk, ale także stref startu

* Airbus Poland S.A.
** Ekspert lotniczy.

i podejścia do lądowania. Takie postrzeganie transportu lotniczego jest nieusprawiedliwione. Według danych Statista w 2019 roku w ruchu rozkładowym podróże odbyło ponad 4,5 miliarda pasażerów, a światowa branża transportu lotniczego odpowiedzialna jest zaledwie za 2% globalnej emisji CO_2. Jednocześnie zarówno producenci samolotów, silników samolotowych, linie lotnicze i lotnicze organizacje międzynarodowe podejmują działania mające na celu eliminację negatywnych czynników środowiskowych oraz edukację pasażerów poprzez uwrażliwienie na problem emisji spalin. Dostępne są np. programy wyliczające emisję dwutlenku węgla wywołaną podróżą samolotem połączone z dobrowolną kompensacją finansową takiej emisji. Rozwiązania tego typu stosują niemal wszystkie linie lotnicze. Przykład kalkulacji emisji CO_2 pokazuje tabela 1.

Tabela 1

Kalkulator Emisji CO_2 ICAO

Lotnisko wylotu	Lotnisko przylotu	Liczba pasażerów	Klasa podróży	podróż	Spalanie/podróż (kg)	Wszyscy pasażerowie CO_2/podróż (kg)
WAW	JFK	1	Economy	Round Trip	94763.9	689.3

Tabela 2

Korzyści efektywności paliwowej w odniesieniu do modelu referencyjnego

Kategoria	Statek powietrzny	Typ	Zasięg	Korzyści efektywności paliwowej na ASK (w odniesieniu do poprzednika)	EIS	Liczba foteli (maksymalna)	Referencyjny Statek powietrzny (poprzednik)
Regional Jet	Embraer E175-E2	Single Aisle	3815 km	6%	2021	90	Embraer E175
	Embraer E190-E2	Single Aisle	5278 km	17%	2018	114	Embraer E190
	Embraer E195-E2	Single Aisle	4815 km	24%	2019	146	Embraer E195
Narrow-body	Boeing 737 MAX 7	Single Aisle	7130 km	20%	2021	172	Boeing NG 737-700
	Boeing 737 MAX 8	Single Aisle	6570 km	20%	2017	210	Boeing NG 737-800
	Airbus A319 neo*	Single Aisle	6950 km	15%	2017	160	Airbus A319 ceo
	Airbus A320 neo*	Single Aisle	6500 km	15%	2016	194	Airbus A320 ceo
	Airbus A321 neo*	Single Aisle	7400 km	15%	2017	244	Airbus A321 ceo
	Airbus A321 LR	Single Aisle	7400 km	20%	2018	240	Boeing 757-200W
Wide-body	Airbus A330-900 neo	Twin Aisle	12130 km	14%	2018	440	Airbus A330-300
	Boeing 787-9	Twin Aisle	13620 km	20%	2014	242	Boeing 767-300ER
	Airbus A350 XWB-1000	Twin Aisle	14750 km	25%	2018	440	
	Boeing 777X-8	Twin Aisle	16110 km	20%	2023	375	Boeing 777-200LR
	Boeing 777X-9	Twin Aisle	14075 km	20%	2020	425	Boeing 777-300ER

Producenci samolotów, silników, komponentów, spółki zarządzające lotniskami, władze lokalne, państwowe oraz organizacje międzynarodowe zawiązują sojusze prywatno-publiczne i ponoszą olbrzymie nakłady na poprawę wydajności ekologicznej całej branży. Efekty tych działań są imponujące – każda nowa generacja samolotów

zużywa o około 15–20% mniej paliwa w porównaniu do typu samolotu zastępowanego, co przekłada się na analogiczne oszczędności w emisji CO_2. Przykład uzyskiwanych korzyści pokazuje tabela 2.

2. DANE HISTORYCZNE

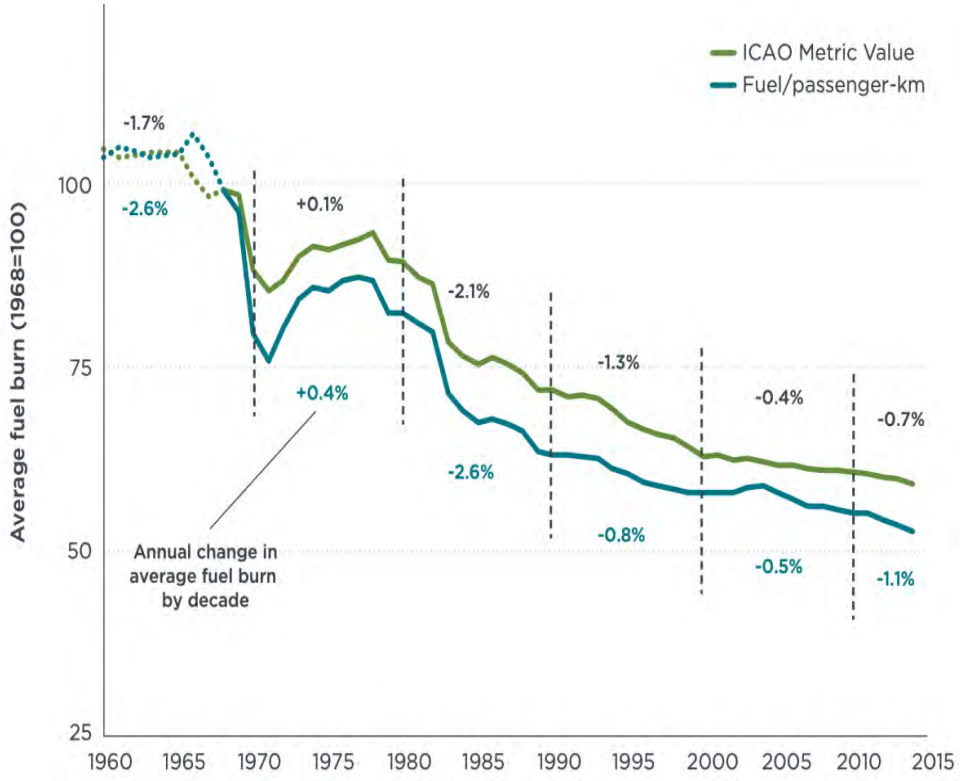
Rys. 1. Emisja CO_2 przez lotnictwo (także wojskowe i GA), 1960 do 2006

W ujęciu historycznym widać znaczący wzrost nominalnych wartości emisji CO_2 (rys. 1) spowodowanej przez lotnictwo, warto jednak spojrzeć także na relatywne wartości związane ze zużyciem paliwa w odniesieniu do RPK (rys. 2). Dane te jednoznacznie wskazują, że rozwój technologiczny w znaczny sposób przyczynia się do poprawy efektywności paliwowej statków powietrznych.

Poniższy rysunek pokazuje średnie spalanie paliwa dla nowych komercyjnych samolotów odrzutowych w latach 1960–2014. Wartość z 1968 r. przyjęta została jako bazowa.

Na rys. 2 umieszczono zarówno wykorzystanie paliwa na RPK i wartość metryczną ICAO (MV). Rysunek wskazuje, że średnie spalanie paliwa w nowych samolotach spadło o około 45% od 1968 r. do 2014 r., co oznacza łączną roczną stopę redukcji wynoszącą 1,3%. Tempo redukcji różniło się znacznie na przestrzeni lat. W okresach szybkiej poprawy, takich jak lata 80, wydajność paliwowa poprawiała się o 2,6% rocznie z powodu agresywnego wdrażania nowych technologii i zasad efektywnego projektowania samolotów.

Wartość metryczna (MV) dla normy CO_2 ICAO opiera się na pomiarze spalania paliwa na pokonanym dystansie, który jest następnie korygowany poprzez uwzględnienie powierzchni użytkowej samolotu. Przy obliczaniu MV uwzględnia się trzy punkty testowe dla każdego statku powietrznego, reprezentujące lot o wysokiej, średniej i niskiej masie brutto. Spalenie paliwa na jednostkę odległości każdego samolotu jest oceniane w tych trzech punktach, a następnie uśredniane w celu uzyskania MV.



Rys. 2. Średnie spalanie paliwa dla nowych komercyjnych samolotów odrzutowych w latach 1960–2014 (1968 = 100)

3. DWUTLENEK WĘGLA I TLENKI AZOTU

Dwutlenek węgla i tlenki azotu są produktami spalania w lotniczych silnikach tłokowych benzyny lotniczej. W silnikach małych samolotów, jak Cessna 152 lub 182, z 1 kg benzyny Avgas powstaje 3,05 kg dwutlenku węgla CO_2 oraz niewielkie ilości innych składników, których orientacyjne ilości podano w poniższej tabeli 3. Średnie zużycie paliwa w silnikach tych samolotów w warunkach przelotowych wynosi odpowiednio ok. 20 i 40 litrów na godzinę [Szuman, Lipka i Reklewski 2013].

Tabela 3

Przykłady współczynników emisji dla jednosilnikowych samolotów tłokowych w g/kg spalonego paliwa

	Współczynniki emisji [g/kg]	
Wysokość lotu w stopach	NO_x	CO_2
3000	2,70	1,054
3000-18000	4,00	1,080

W lotnictwie cywilnym głównym producentem spalin są samoloty pasażerskie. Lotnictwo wojskowe zużywa jedynie ok. 20% paliwa lotniczego. Jednocześnie charakter i misyjność lotnictwa wojskowego powoduje skupienie na osiągach, a nie na aspekcie ekologicznym.

Paliwo do silników odrzutowych, którym jest nafta lotnicza Jet A-1, stanowi ok. 98% paliwa spalanego w światowym lotnictwie.

Produkty spalania silników odrzutowych można podzielić na 3 zasadnicze grupy:

- naturalne produkty spalania paliw: CO_2, H_2O i NO_x,
- produkty nieefektywnego spalania: CO, HC (niespalone węglowodory) i sadza,
- emisje związane z jakością paliwa: siarczki i cząsteczki pozostałości takie jak metale.

W nowoczesnych silnikach lotniczych spalenie 1 kg nafty w 3,4 kg tlenu powoduje powstanie następujących ilości spalin:

- 3,16 kg dwutlenku węgla (CO_2),
- 1,29 kg wody (H_2O),
- poniżej 0,6 g tlenku węgla (CO),
- poniżej 15 g tlenków azotu (NO_x),
- poniżej 0,8 g dwutlenku siarki (SO_2),
- 0,01 – 0,03 g sadzy C.

Główne produkty spalania, czyli dwutlenek węgla i para wodna stanowią więc 99% masy spalin.

Pomiary spalin prowadzone były na ziemi, na hamowni i odpowiadają cyklowi startu do wysokości 915 m (3000 feet) i lądowania z tej wysokości (The Landing/Take-Off cycle, w skrócie LTO). Problemem, który obecnie rozważymy, jest przeliczenie uzyskanych wartości dla warunków wznoszenia do wysokości przelotowej i dla samego przelotu.

Wzorcowy cykl LTO składa się z następujących faz:

- Start (ustawienie ciągu: 100%, czas pracy: 0,7 min)
- Wznoszenie początkowe (ciąg: 85%, czas: 2,2 min)
- Podejście do lądowania (ciąg: 30%, czas: 4,0 min)
- Kołowanie/bieg jałowy (ciąg: 7%, czas: 26,0 min)

Tabela 4

Szacunkowe współczynniki emisji w cyklu LTO dla podstawowych typów statków powietrznych [kg]

Typ	Zużycie paliwa	CO_2	NO_x
B767 (wiek przeciętny)	1617	5094	26,0
B737-400 (wiek przeciętny)	825	2600	8,30
B747-100 (stara flota)	3400	10754	55,9

Zużycie paliwa jest oczywiście głównym źródłem negatywnego wpływu na środowisko. Transport lotniczy wytworzył w 2018 roku 895 milionów ton dwutlenku węgla (CO_2). Są to olbrzymie ilości, jednak stanowią jednak jedynie około 2% z 42 miliardów ton CO_2 wytwarzanych przez działalność człowieka każdego roku.
Pomimo wzrostu liczby pasażerów średnio o 5% każdego roku, lotnictwo zdołało znacząco ograniczyć wzrost emisji CO_2 i NO_X – o około 50%. Stało się to dzięki ogromnym inwestycjom w nowe technologie i skoordynowanym działaniom w celu wdrożenia nowych procedur operacyjnych i środków infrastrukturalnych.

Ścierają się, zatem dwie grupy danych – z jednej strony to wzrost liczby pasażerów, wzrost liczby statków powietrznych i idące za tym przyrosty w całkowitej produkcji CO_2 i NO_X, a po przeciwnej stronie olbrzymie nakłady i zmiany, które powodują znaczącą redukcję na pasażerokilometr. Poniżej przyjrzymy się bardziej szczegółowo tym dwóm trendom.

Według innych danych, po przeanalizowaniu prawie 39 milionów lotów wykonanych w 2018 r., z czego 38 milionów było wykonanych samolotami pasażerskimi, okazało się, że łączna emisja CO_2 ze wszystkich operacji komercyjnych, w tym ruchu pasażerskiego, frachtu i dedykowanego frachtu, wyniosła w 2018 r. 918 milionów ton metrycznych (MMT), natomiast transport pasażerski odpowiadał za 747 MMT, czyli 81% całkowitej emisji z lotnictwa komercyjnego w 2018 r.

Na całym świecie dwie trzecie wszystkich lotów miało charakter krajowy, co stanowiło około jednej trzeciej globalnych RPK, a zarazem 40% globalnej emisji CO_2 związanej z transportem pasażerskim. Na poziomie krajowym loty z lotnisk w Stanach Zjednoczonych i na ich terytoriach emitowały prawie jedną czwartą (24%) globalnego CO_2 związanego z transportem pasażerskim. Warto dodać, że Chiny są krajem odnotowującym najwyższy przyrost pasażerów. W 2018 r. liczba pasażerów rozpoczynających swoją podróż w Chinach zwiększyła się o niemal 50 milionów. Kolejnymi krajami o największych przyrostach w podróżach krajowych były Stany Zjednoczone i Indie, ze wzrostami na poziomie odpowiednio: około 30 milionów i 18 milionów.

Pięć największych krajów pod względem emisji związków węgla w lotnictwie pasażerskim to: USA, Chiny, Wielka Brytania, Japonia i Niemcy. Emisje CO_2 z lotnictwa rozkładały się nierównomiernie w skali światowej - kraje słabiej rozwinięte, które stanowią połowę światowej populacji, odpowiadają tylko za 10% wszystkich emisji [Graver, Zhang i Rutherford 2019].

4. HAŁAS

Według Organizacji Międzynarodowego Lotnictwa Cywilnego – ICAO (International Civil Aviation Organization), hałas jest najistotniejszym czynnikiem negatywnie wpływającym na opinie społeczności lokalnych przy rozbudowie lub tworzeniu portów lotniczych. Według informacji przekazywanych przez ICAO sytuacja ta nie uleganie zmianie w przewidywalnej przyszłości. Dlatego eliminowanie hałasu połączone z podejmowaniem działań mających na celu minimalizowanie liczby osób dotkniętych przez ten czynnik pozostaje nadrzędnym celem Organizacji.

Dokumentami regulującymi kwestie hałasu emitowanego przez lotnictwo, w szczególności uciążliwego przy lotniskach są:

- ROZPORZĄDZENIE PARLAMENTU EUROPEJSKIEGO I RADY (UE) NR 598/2014 z dnia 16 kwietnia 2014 r. w sprawie ustanowienia zasad i procedur w odniesieniu do wprowadzenia ograniczeń operacyjnych odnoszących się do poziomu hałasu w portach lotniczych Unii w ramach zrównoważonego podejścia oraz uchylające dyrektywę 2002/30/WE,
- Dyrektywa 2002/49/WE Parlamentu Europejskiego i Rady z dnia 25 czerwca 2002 r. odnosząca się do oceny i zarządzania poziomem hałasu w środowisku.

Poziom hałasu emitowanego przez lotnictwo stale rośnie i jest problemem globalnym, najbardziej dotkliwym lokalnie. Powiększanie się terytoriów miast, a przez to zbliżanie się osad ludzkich do lotnisk oraz zwiększenie ruchu na tych lotniskach, tworzą napięcia i wymuszają działania mające na celu ograniczanie emisji hałasu.

Hałas lotniczy jest znacznie bardziej dokuczliwy (niż inne hałasy komunikacyjne – drogowy czy kolejowy) ze względu na swoją specyfikę: pojawia się nagle i szybko narasta, powodując uczucie zagrożenia, szczególnie w pomieszczeniach zamkniętych i np. w lesie, gdzie nie można ocenić odległości i kierunku zbliżającego się statku powietrznego. Związany z tym silny stres powoduje poważne zaburzenia w organizmach ludzi i zwierząt, wpływa niekorzystnie na narząd słuchu, układ nerwowy i kradzenia oraz inne narządy wewnętrzne [Szuman 2016].

Wpływ na to jak odbierany jest hałas lotniczy ma bardzo wiele czynników. Wbrew pozorom odczuwalny poziom hałasu nie wynika tylko z rodzaju silnika czy typu statku powietrznego. Na poziom jego oddziaływania wpływ ma także pogoda, siła i kierunek wiatru, a nawet wykonywane przez odbierającego dźwięki czynności.

Badania nad hałasem wytwarzanym przez płatowiec rozpoczęto już we wczesnych latach 70. (wtedy także rozpoczęto badania nad redukcją i prognozowaniem hałasu

płatowca). Jednym z naukowców zajmujących się tym problemem był David George Crighton, który zdefiniował hałas płatowca jako „hałas niezwiązany z napędem statku powietrznego w locie i obejmujący hałas szybowca" [Crighton 1991]. Głównymi elementami płatowca, które prowadzą do generowania hałasu, są urządzenia wspomagające wytworzenie siły nośnej (jak klapy) oraz podwozie. W latach 80. XX w., czyli w okresie, kiedy szukano oszczędności, wstrzymano badania, co spowodowało zatrzymanie technologii na poziomie z lat 70.

W latach dziewięćdziesiątych XX wieku badania nad hałasem płatowca były kontynuowane w USA, gdzie prowadzono prace analityczne i eksperymentalne między NASA a przemysłem lotniczym. Testy hałasu przeprowadzono na skalowanych modelach samolotów i opracowano odpowiednie techniki lokalizacji hałasu.

Hałas płatowca pojawia się, gdy strugi powietrza uderzają w statek i skrzydła. Nawet szybowce podczas lotu hałasują, nie mając silnika. Największy hałas płatowca wytwarzany jest przy największym tarciu, czyli w momencie, kiedy opuszczone są klapy oraz wypuszczone jest podwozie.

Tabela 5

Porównanie poziomu hałasu

Rodzaj dźwięku	Natężenie dźwięku (dB)
Młot pneumatyczny, w odległości 7 m	95
Duża ciężarówka z silnikiem diesela jadąca z prędkością 40km/h, w odległości 7 m	85
Średniej wielkości samolot na zniżaniu na wysokości 1000ft	70
Hałas w biurze	60
Biblioteka	35
Szum liści	10-20
Próg słyszalności dźwięków	0

Hałas aerodynamiczny, który jest wytwarzany przez wszystkie nie napędowe części składowe statku powietrznego, jest klasyfikowany, jako hałas płatowca. W przypadku samolotów komercyjnych z zaawansowanymi silnikami turboodrzutowymi dwuprzepływowymi o dużym stosunku dwuprzepływowości, hałas aerodynamiczny odgrywa główną rolę w ogólnej ilości hałasu podczas lotu na etapach podejścia do lądowania, kiedy urządzenia wspomagające wytworzenie siły nośnej i podwozie są gotowe do użycia.

Hałas turbowentylatora występuje w silnikach lotniczych turbowentylatorowych. Hałas powstaje w wyniku interakcji między nierównomiernością przepływu a łopatkami stojana i obracającymi się łopatkami. W nowoczesnych turbowentylatorach o dużym stosunku dwuprzepływowości hałas tworzony jest przez system wentylatorów wpływa najmocniej.

Hałas odrzutowy jest efektem mieszania się strumienia spalin o dużej prędkości z nieruchomym powietrzem. Kiedy dwa strumienie o różnych prędkościach mieszają się, powstaje znaczna ilość turbulencji i jednocześnie znaczne zwiększenie hałasu. Nowoczesne silniki, które wprowadzają warstwę umiarkowanie szybko poruszającego się zimnego powietrza między gorącymi spalinami a otaczającym powietrzem, są cichsze niż wczesne silniki odrzutowe, które nie korzystały z tej technologii [Sadeghian i Bandpy 2020].

Obecnie hałas lotniczy jest nie tylko badany i certyfikowany, ale także powstają kolejne wytyczne związane z jego ograniczeniem. Amerykańska Federalna Administracja Lotnictwa (FAA) 4 października 2017 r. opublikowała wytyczne, zgodnie z którymi wszystkie statki powietrzne w kategorii poddźwiękowych będą musiały być zaprojektowane w sposób gwarantujący redukcję hałasu o minimum 7 dB. Program ten nazwany został Stage 5 Airplane Noise Standards i obowiązuje od 1 stycznia 2018 r.

5. ROZWIĄZANIA ZMNIEJSZAJĄCE EMISJĘ CZYNNIKÓW SZKODLIWYCH

5.1. Programy w USA i Europie

Poszukiwanie rozwiązań mających na celu ograniczenie emisji spalin i hałasu odbywa się obecnie na bardzo wielu polach. Walka o ekologiczne latanie toczy się zarówno poprzez wydawanie zaleceń przez rządy państw i organizacje międzynarodowe, działania publiczno-prywatne – zawiązywanie grup projektowych i programów, w których biorą udział urzędy, instytuty badawcze, firmy produkcyjne, jak i działania poszczególnych firm. Zakres prac jest również bardzo szeroki. Naukowcy i firmy pracują nad:

- biopaliwem,
- zmianami konstrukcyjnymi (poprawą aerodynamiki),
- zmianami materiałów, z których budowane są statki powietrzne,
- poprawą zarządzania przestrzenią powietrzną, tak aby lot przebiegał jak najsprawniej,
- lepszym wykorzystaniem obecnie dostępnych zasobów, a także prowadzone są badania nad alternatywnymi źródłami napędu.

Dwa główne programy budowane są przez dwóch największych producentów samolotów. W USA jest to program Continuous Lower Energy, Emissions and Noise (CLEEN). Złożony z 2 faz (faza I – 2010–2015, faza II – 2015–2020) Program CLEEN obejmuje najważniejszych producentów i dostawców w branży lotniczej w USA.

Firmy zaangażowane w CLEEN I:

- The Boeing Co.
- General Electric (GE) Aviation
- Honeywell Aerospace
- Pratt & Whitney (P&W)
- Rolls-Royce, North America Inc.

Firmy CLEEN I dorównały lub przekroczyły finansowanie federalne w wysokości 125 milionów dolarów, co dało łączną inwestycję programu do ponad 250 milionów dolarów.

Firmy zaangażowane w CLEEN II:

- Aurora Flight Sciences
- Boeing
- Delta TechOps/MDS Coating Technologies Corp./America's Phenix Inc.
- GE Aviation
- Honeywell Aerospace
- P&W
- Rohr Inc./United Technologies Corp. (UTC) Aerospace Systems
- Rolls-Royce, North America

FAA planuje zainwestować 100 milionów dolarów w CLEEN II, z podziałem kosztów od partnerów branżowych, które będą pasować lub przekraczać jego federalny wkład. FAA przewiduje, że opracowane technologie CLEEN II dotyczyć będą samolotów planowanych do wprowadzenia do służby po 2026 roku.

Tabela 6

Cele ilościowe dotyczące wskaźników spalania paliwa, emisji i hałasu w ramach CLEEN faz I i II

Goal Area	Cele Fazy I	Cele Fazy II
Hałas	-32 dB	-32 dB
Emisje NO_X – LTO	-60%	-75%
Spalanie paliwa przez samolot	-33%	-40%

Analogicznym programem obejmującym firmy i instytucje w Europie jest program Clean Sky, który uruchomiony został w 2008 roku. W program zaangażowanych jest ponad 130 firm z całej Europy. Kolejny Program – "Clean Sky 2" („Czyste Niebo 2") jest współfinansowany przez Komisję Europejską i największe europejskie przedsiębiorstwa lotnicze i obejmuje wkład (finansowy) UE z budżetu programu "Horyzont 2020" w wysokości 1,755 mld euro. Uzupełnieniem tego są wkłady rzeczowe członków prywatnych i związane z działaniami programów i będą wykorzystywane przez

dalsze działania dodatkowe członków prywatnych finansowane na szczeblu krajowym, regionalnym i prywatnym, co prowadzi do łącznych inwestycji publicznych i prywatnych w wysokości około 4 mld EUR. Te tak zwane "dodatkowe działania" będą dla demonstrantów lub równoległymi pracami badawczymi niezbędnymi do opracowania produktu operacyjnego w odpowiednim czasie.

Program "Czyste Niebo 2" składa się z trzech głównych elementów mających wpływ na pasażerskie lotnictwo cywilne w ramach Integrated Technology Demonstrators

- Płatowiec – Airframe,
- Silnik – Engine.

Tabela 7

Cele programu Clean Sky 2

Koncepcyjny typ samolotu	Samolot referencyjny*	Okres	ΔCO_2	ΔNO_x	Δ Hałas
Zaawansowany Dalekiego Zasięgu (LR)	LR 2014 ref	2030	20%	20%	20%
Ultra Zaawansowany LR	LR 2014 ref	2035+	30%	30%	30%
Zaawansowany Krótki / Średni Zasięg (SMR)	SMR 2014 ref	2030	20%	20%	20%
Ultra Zaawansowany SMR	SMR 2014 ref	2035+	30%	30%	30%
Innowacyjny samolot turbośmigłowy [TP], 130 pax	2014 130 pax ref	2035+	19 to 25%	19 to 25%	20 to 30%
Zaawansowany TP, 90 pax	4 2014 TP ref	2025+	35 to 40%	> 50%	60 to 70%
Regionalny TP, 70 pax	2014 Multi-mission	2025+	20 to 30%	20 to 30%	20 to 30%
19-pax Commuter	2014 19 pax	2025	20%	20%	20%
Business Jet	2014 SoA Business	2035	> 30%	> 30%	> 30%

* Referencyjny statek powietrzny zostanie dokładniej określony i potwierdzony w ramach oceny technologii

5.2. Rozwiązania konstrukcyjne i systemowe

Poza rozwiązaniami programowymi poszczególne ośrodki badawcze, firmy i instytucje prowadzą badania i wdrażają rozwiązania, które zmniejszają emisję zanieczyszczeń i hałasu osiągając pozytywne rezultaty.

Silnik

Wprowadzanie w latach 70. XX wieku silnika turbowentylatorowego oznaczało znaczną redukcję zużycia paliwa i obniżenie kosztów eksploatacji. Z przodu silnika turbowentylatorowego znajduje się masywny wentylator, który wytwarza lwią część ciągu (do 80 procent w odrzutowcu) i odpowiada za dwa strumienie powietrza, który spręża wstępnie powietrze kierowane dalej na dwa tory:

- na silnik właściwy, czyli dalsze stopnie sprężarek - kolejno niskiego i wysokiego ciśnienia, a następnie do komory spalania silnika i na turbinę;

- do kanału zewnętrznego, z którego jest kierowane bezpośrednio do atmosfery, wytwarzając ciąg w sposób zbliżony do ciągu śmigła napędzanego np. silnikiem tłokowym.

Zwiększając ten przepływ wtórny, uzyskuje się wzrost BPR (stosunek przepływu zimnego powietrza do przepływu gorącego powietrza). Przy danym poziomie ciągu zwiększenie BPR zmniejsza prędkość spalin, a tym samym generowany przez nie hałas.

Wykazano, że optymalizacja kształtu kanału wlotowego może prowadzić do znacznej redukcji emisji hałasu. Optymalizacja polega na zminimalizowaniu oddziaływania akustycznego poprzez sterowanie geometrią kanału silnika.

Najpopularniejszą formą redukcji hałasu obecnie w konstrukcji silników jest zastosowanie szewronów. Szewron to ząbkowane zakończenie osłony dyszy wylotowej silnika. To rozwiązanie jest obecnie jednym z najpopularniejszych pasywnych urządzeń do redukcji szumów strumieniowych. Badania wykazały, że po dodaniu szewronów do dyszy nastąpi znaczna redukcja hałasu. W porównaniu z innymi technologiami, szewrony są najskuteczniejszymi narzędziami zmniejszającymi poziom hałasu silnika, przy minimalnym spadku wydajności ciągu.

Klapy

Zmiana konstrukcji klap i zastosowania rozwiązań zmieniających strumień wytwarzanego powietrza generującego hałas na wysokich częstotliwościach może doprowadzić do redukcji hałasu nawet o 4dB. W badaniach komputerowych i testach tunelowych zastosowanie rozwiązania flap side edge fences daje znakomite rezultaty.

Warto przypomnieć, iż decybel (dB) jest jednostką logarytmiczną, więc rzeczywisty hałas nie rośnie liniowo wraz ze wzrostem natężenia podawanego w decybelach. Wzrost hałasu o 1 decybel oznacza tak naprawdę wzrost o 26% w stosunku do stanu poprzedniego (1 decybel to najmniejsza zmiana, jaką potrafi wychwycić przeciętne, ludzkie ucho). Tak więc średnio co 3dB hałas odczuwalny jest jako dwukrotnie silniejszy.

Urządzenia dodatkowe

Active noise control (ANC) – obecnie trwają próby związane z zastosowaniem technologii znanej z branży muzycznej wykorzystywanej przez producentów słuchawek, czyli aktywne tłumienie fal dźwiękowych poprzez wytwarzanie przeciwnej fali dźwiękowej.

Zarządzanie przestrzenią powietrzną

Ważną rolę w redukcji hałasu ma także wydajna kontrola ruchu lotniczego. Oznacza to m.in. kierowanie ruchu z dala od skupisk ludzkich, gdzie to możliwe, zastosowanie jednostopniowej stałej ścieżki schodzenia, czyli Continuous Descent Approach (CDA), co wymaga współpracy i kompatybilnych systemów pracujących pomiędzy statkiem powietrznym a lotniskiem. Tradycyjnie samolot ląduje „schodkowo", czyli

pokonując dłuższe odcinki na stałej wysokości. Metoda ta wymaga stosowania większego ciągu silników dla utrzymania prędkości i jest to jedna z przyczyn hałasu. CDA przyczynia się także do redukcji zużycia paliwa, a co za tym idzie zmniejszenia emisji spalin. Obecnie opracowywane są także procedury związane ze startem i wznoszeniem – Continous Climb Departures. Wstępne testy na lotach krajowych w Wielkiej Brytanii wskazują na znaczną redukcję hałasu i emisji spalin – obecnie są to oszczędności na poziomie 11% paliwa. Wydajna praca kontroli ruchu lotniczego to także redukcja czasu spędzonego przez samoloty po trasie i w holdingu.

Jedną z ciekawszych prognoz dotyczących zastosowania nowych rozwiązań i technologii przedstawiła IATA wskazując na potencjał oszczędności wynikający z zastosowania nowych technologii, opisuje to tabela 8.

Tabela 8

Potencjał spalania paliwa i redukcji CO_2 w napędzie samolotu

	Terminy i przykłady technologii projektowania samolotów	Wpływ na spalanie w porównaniu ze stanem wyjściowym
Technologie Ewolucyjne	Obecnie: Modernizacje płatowca (winglety, riblety, lekkie wyposażenie kabiny)	6to12%
	Obecnie: Materiały i konstrukcja (konstrukcja kompozytowa, regulowane podwozie, fly-by-wire)	4 to 10%
	2020+: „Kołowanie Elektryczne”	1 to 4%
	2020-25: Zaawansowana aerodynamika (hybrydowy / naturalny przepływ laminarny, zmienne pochylenie, spiroidalna końcówka skrzydła)	5to15%
Technologie Rewolucyjne	~2030-35: Strut-braced*	30%
	~2035: Kadłub Double bubble *	35%
	~2035-40: Budowa skrzydeł : Box/joined *	30-35%
	~2040: Kadłub Blended wing **	27 to 50%
	~2035-45: W pełni elektryczny samolot (krótki zasięg)	Do 100%

* Z zaawansowanymi silnikami turbowentylatorowymi ** Z napędem hybrydowym

Rys. 3. Nasa x-plane: double-bubble zaprojektowany przez aurora flight sciences

Rys. 4. Box-wing zaprojektowany przez Parsifal

Samoloty z napędem hybrydowym

Najbardziej zaawansowanym i obiecującym projektem samolotu hybrydowego był wspólny program demonstracyjny Airbus i Rolls-Royce E-Fan X. Miał to być samolot, który w założeniach uzyskałby redukcję CO_2 o 75 proc., NO_x o 90 proc. i hałasu o 65 proc. Niestety program ten został zamknięty na rok przed planowanym terminem testów. Zgodnie z informacjami prasowymi dostawca silników nadal będzie pracował nad technologią hybrydową.

Po bankructwie Zunum Aero, firmy z którą wiązano duże nadzieje jeżeli chodzi o efektywny silnik hybrydowy, najbardziej obiecującym projektem w USA jest obecnie Ampaire Electric EEL. Do stworzenia samolotu o napędzie hybrydowym firma użyła platformy samolotu Cessna 337 Skymaster. Jest to sześcioosobowy, dwusilnikowy górnopłat, z układem napędowym w konfiguracji z jednym silnikiem w przedniej części kadłuba, napędzającym śmigło ciągnące i drugim w tylnej części kadłuba, napędzającym śmigło pchające. Samolot jest w stanie kontynuować lot po awarii jednego z silników.

Electric EEL w lotach próbnych wykazał 70–90 procent redukcji zużycia paliwa, a co za tym idzie także emisji spalin w porównaniu do tradycyjnych silników. Dodatkowym atutem to obniżenie o 60% hałasu podczas startu i lądowania. Powodzenie tego projektu uzależnione będzie od efektów współpracy z hawajskimi liniami lotniczymi Mokulele i testami, które odbyć się mają w 2021 r.

Samoloty z napędem elektrycznym

18 maja 2020 EASA podjęła decyzję o certyfikacji pierwszego w pełni elektrycznego samolotu. Jest to Pipistrel Velis Electro dwumiejscowy samolot napędzany silnikiem elektrycznym E-811-268MVLC. Samolot pełni funkcje szkolne.

Największe wyzwania, które hamują rozwój i zastosowanie tego typu napędu w samolotach komercyjnych to przede wszystkim dostępna technologia oraz pokonanie generowanych przez ten rodzaj napędu trudności (np. kwestie związane z zarządzaniem termicznym. Wg raportu Commercial Aircraft Propulsion and Energy Systems Research: Reducing Global Carbon Emissions (2016). Technologie umożliwiające korzystanie z napędu elektrycznego w samolotach średniego zasięgu nie będą dostępne przez najbliższe 30 lat.

Biopaliwa

Obecnie przemysł lotniczy jest na początku drogi jeżeli chodzi o rozwój biopaliw. Ze względu na ograniczenia jakościowe regulowane przepisami paliwo lotnicze nie może obecnie składać się jedynie z biopaliw. Mogą ona stanowić domieszkę do paliwa lotniczego w stopniu nie większym niż 50%. Liderem wprowadzania biopaliw w Europie jest AirFrance-KLM, która w 2009 zaprezentowała lot demonstracyjny z użyciem biopaliwa a obecnie wykonuje codzienne operacje lotnicze pomiędzy Los Angeles a Amsterdamem wykorzystując Sustainable Aviation Fuel (SAF), czyli mieszankę

paliwa lotniczego i biopaliwa. Największe korzyści płynące z wykorzystania SAF to przede wszystkim:

- znaczne ograniczenie emisji CO_2 (do poziomu ok. 80% w porównaniu z paliwem stosowanych powszechnie,
- minimalny wpływ na różnorodność biologiczną (biodiversity),
- brak konkurencji z produkcją żywności co oznacza, że nie wykorzystuje się zasobów żywności do produkcji biopaliwa.

Do 2020 r. brakuje regulacji, które wyraźnie zmuszałyby do używania i innowacji na polu biopaliw. Obecnie funkcjonujące cele zakładały użycie 2 mln ton SAF w lotnictwie europejskim a w odniesieniu do przyszłości dopiero trwają rozmowy nad wyznaczaniem kolejnych progów.

Lider w tej dziedzinie, AirFrance-KLM, ogłosił, że w 2019 r. zakupił 6,911 ton SAF, co stanowiło zaledwie 0.18% całkowitego zużycia paliwa przez KLM Group. Jednocześnie Grupa KLM zobowiązała się do zakupu 75000 ton SAF od firmy SkyNRG, który zbuduje w Holandii pierwszy w Europie zakład przeznaczonym do produkcji biopaliwa. Warto podkreślić, że Grupa KLM jest udziałowcem w SkyNRG.

Niska dostępność surowców do produkcji SAF i brak jasnych regulacji obowiązujących w tym zakresie powoduje, że w najbliższej przyszłości wykorzystanie SAF pozostanie ograniczone do poniżej 1% całkowitego zużycia paliwa lotniczego w UE, a jego rozwój jest trudny do przewidzenia.

Recykling

W ciągu ostatnich 35 lat na całym świecie wycofano ze służby ponad 15 000 samolotów komercyjnych, a w ostatnich latach około 700 samolotów rocznie kończy swoje życie operacyjne. Wiele z nich zostało zaparkowanych w ogromnych magazynach samolotów na obszarach pustynnych. Podczas gdy żywotność techniczna samolotu wynosi obecnie 27 lat, coraz więcej samolotów przechodzi na wcześniejszą emeryturę ze względów ekonomicznych. Likwidacja statków powietrznych staje się kluczowym procesem i musi być właściwie zarządzana, aby uniknąć zagrożeń dla środowiska i bezpieczeństwa.

Obecnie proces ten gwałtownie przyspieszył ze względu na pandemię, która już dzisiaj doprowadziła do wycofania ze służby największych samolotów typu A380 czy B747. Całkowitą rezygnację z korzystania z tych modeli ogłosiło wiele linii lotniczych.

Z punktu widzenia ochrony środowiska proces zakończenia eksploatacji samolotów stwarza zarówno ryzyko, jak i możliwości. Z jednej strony statki powietrzne zawierają różne materiały niebezpieczne, które muszą być demontowane w odpowiednich warunkach; z drugiej strony, zdecydowana większość części może być ponownie wykorzystana lub poddana recyklingowi bez podejmowania specjalnych środków ostrożności. Obecnie za odpady nieprzetwarzalne uznaje się ok.10% materiałów. Największy udział mają tu materiały z włókna węglowego, który jest coraz szerzej stosowany ze względu na niską masę i związaną z tym redukcję spalania paliwa. Jednak

w przeszłości nie było metody recyklingu tego typu materiałów, a technologie recyklingu zostały opracowane dopiero niedawno. Pozostałe elementy nienadające się do ponownego użycia to wnętrza kabiny, takie jak:

- materiały izolacyjne,
- siedzenia,
- ściany boczne
- panele sufitowe.

Wszystkie zawierają bowiem środki zmniejszające palność, a przepisy bezpieczeństwa uniemożliwiają ich recykling.

Jednym z pierwszych programów recyklingowych w branży był prowadzony przez Airbusa program PAMELA (Process for Advanced Management of End-of-Life Aircraft), którego celem było wykazanie, że około 90% części i materiałów samolotów można bezpiecznie poddać recyklingowi lub ponownie użyć.

Efektem tego projektu było powstanie firmy TARMAC AEROSAVE, spółka należąca do Airbusa, Safran i Suez, od momentu powstania w 2007 r. dokonała recyklingu ponad 135 samolotów. Obecnie 92% całkowitej masy samolotu jest poddawane recyklingowi.

6. PODSUMOWANIE

Liczba operacji lotniczych i pasażerów rośnie nieprzerwanie od początku istnienia lotnictwa. Wpływ na tempo tego wzrostu mają regulacje i ograniczenia polityczne oraz zjawiska ekonomiczne i środowiskowe, jednak należy się spodziewać, że nawet pandemia COVID-19 nie wpłynie na długofalowe zahamowanie trendu wzrostowego.

Wzrost ten przekłada się na nominalnie coraz większe zużycie paliwa, a co za tym idzie wzrost emisji spalin i hałasu. Podjęte działania i plany wskazują jednak, że relatywnie, w przeliczeniu na pasażerokilometr, lotnictwo z roku na rok staje się coraz bardziej ekologiczne. Założenia i przedstawiane przez branżę plany w formie autoregulacji pokazują, że wprowadzane są korzystne procesy dążące do redukcji negatywnego wpływu lotnictwa na środowisko.

Eliminowanie negatywnego wpływu na środowisko w branży lotniczej odbywa się wielotorowo. Jest to proces, który obejmuje m.in. zarządzanie przestrzenią powietrzną, zmiany w istniejących konstrukcjach i inwestycje w zupełnie nowe rozwiązania w zakresie płatowca silników i napędów, tworzenie regulacji i zobowiązań podmiotów z branży, które stawiają sobie ambitne cele mające zredukować a w niektórych przypadkach całkowicie zniwelować emisję gazów cieplarnianych – przede wszystkim CO_2 i NO_X. Istotnym elementem osiągnięcia celów będzie nie tylko ustanawianie kolejnych wymogów i regulacji, ale przede wszystkich stworzenie środowiska naukowo-biznesowego, którego celem będzie rozwój nowych technologii. Zakres działań takiego środowiska powinien obejmować zarówno prace konstrukcyjne nad nowymi rozwiązaniami poprawiającymi aerodynamikę, poszukiwanie nowych napędów

i usprawnianie obecnie funkcjonujących rozwiązań, ale także działania systemowe na poziomie ponadnarodowym umożliwiające lepsze zarządzanie przestrzenią powietrzną, planowaniem rozbudowy globalnej floty z uwzględnieniem zrównoważonego rozwoju.

Najwolniej zmieniającym się segmentem lotnictwa jest lotnictwo wojskowe. Przykładem może być tu zbazowany w bazie NATO w Geilenkirchen E-3 Sentry – samolot wczesnego ostrzegania i dozoru przestrzeni powietrznej. Zbudowany jest on na platformie przestarzałego już Boeing 707 używającego silników TF-33, które funkcjonują od lat 80. i wytwarzają ogromne ilości zanieczyszczeń i hałasu. Działanie, tych ważnych dla NATO samolotów, jest zagrożone ze względu na protesty osób mieszkających w pobliżu bazy a nawet rządu Holandii, który już od 2010 walczy o zablokowanie tych samolotów. Lotnictwo wojskowe, jest jednak wyłączone z obowiązujących w lotnictwie cywilnym wytycznych i ograniczeń. Ta gałąź lotnictwa, ze względu na swój charakter skupia się bardziej na osiągach statków powietrznych niż na ochronie środowiska, jednak kluczowe jest, aby także tutaj następowały zmiany, które zapewnią bardziej ekologiczne latanie.

LITERATURA

1. Airbus. A220 Family: Unbeatable Fuel Efficiency. Facts and Figures, March 2019. https://www.airbus.com/content/dam/corporate-topics/publications/backgrounders/Backgrounder-Airbus- Commercial-Aircraft-A220-Facts-and-Figures-EN.pdf (z dnia 3.08.2020)
2. Airbus. A320 aircraft family report, 2018. https://documentcloud.adobe.com/link/track?uri=urn%3Aaaid%3Ascds%3AUS%3Ae399e0a6-bb47-48df-9157-073ef9f3dceb (z dnia 3.08.2020)
3. Aviation's impact on the enviroment. https://aviationbenefits.org/environmental-efficiency/aviations-impact-on-the-environment/ (z dnia 3.08.2020)
4. Boeing. 737 MAX By Design, 2018. https://www.boeing.com/commercial/737max/by-design/#/improved-aerodynamics
5. Brelje BJ, Martons JRAA, 2019,. Elecric, hybrid, and turboelecric fixed wing aircraft:a review of concepts, models and design approaches .Progress in aerospace sciences, 2019. https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2018.06.004 (z dnia 3.08.2020)
6. Clean Sky 2 joint undertaking bi-annual work plan and budget 2020-2021 https://www.cleansky.eu/sites/default/files/inline-files/CS-GB-2019-11-21%20WP%20Budget%202020-21.pdf (z dnia 3.08.2020)
7. Crighton D. G., 1991, Chapter on Airframe Noise in Aero acoustics of Flight vehicles: theory and Practice: Noise Sources D. G. NASA Reference Publication 90-3052 (H. H. Hubbard, editor)
8. Cwojdziński L., 2013, Użycie statków powietrznych w operacjach lotniczych. ISBN 978-83 -61021-88-9. Wydawnictwo ITWL. Warszawa
9. Cwojdziński L., 2014, Eksploatacja samolotów wielozadaniowych w działaniach bojowych. ISBN 978-83-61021-21-6. Wydawnictwo ITWL. Warszawa

10. Embraer. Investor Relations, March 2018. https://ri.embraer.com.br/Download.aspx?Arquivo=V8KxK8mPXv7HcRqQWyrpjA
11. EMEP/ EEA Air Polutant Emission Inventory Guidebook. EEA Report, 2019.
12. Graver B, Zhang K, Rutherford D., 2019, CO_2 emissions from commercial aviation, 2018. International Council on Clean Transportation, https://theicct.org/sites/default/files/publications/ICCT_CO_2-commercl-aviation-2018_20190918.pdf (z dnia 3.08.2020)
13. Guidance on the balanced approach to aircraft noise management. ICAO 2010. https://www.icao.int/environmental-protection/Pages/noise.aspx (z dnia 3.08.2020)
14. https://www.airbus.com/newsroom/stories/our-decarbonisation-journey-continues.html
15. Lee D.S., Fahey D.W., Forster P.M. 2009. Aviation and global climate change in the 21st century. Atmospheric Environment, 2009. doi: 10.1016/j.atmosenv.2009.04.024
16. Pornet C, Iskiveren AT., 2015, Conceptual design of hybrid-electric transport aircraft. Progress in aerospace sciences, 2015. https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2015.09.002 (z dnia 3.08.2020).
17. Rozporządzenie Rady (WE) NR 71/2008 z dnia 20 grudnia 2007 r. ustanawiające wspólne przedsiębiorstwo „Czyste niebo".
18. Sadeghian M, Bandpy M.G., 2020, Technologies for Aircraft Noise Reduction: A Review. Journal of Aeronautics and Aerospace Engineering, 2020. doi: 10.35248/2168-9792.20.9.219
19. Szuman B, Lipka P, Reklewski T., 2013, Emisja spalin z silników lotniczych, ULC. https://www.ulc.gov.pl/_download/informacje/emisja_spalin_z_silnikw_lotn.pdf (z dnia 3.08.2020)
20. Szuman B., 2016, Ograniczanie hałasu lotniczego poprzez działania certyfikacyjne, konstrukcyjne i operacyjne ULC http://ulc.gov.pl/_download/wiadomosci/04_2016/10_Ograniczanie_hałasu_lotn_Szuman.pdf (z dnia 3.08.2020)
21. Szuman B., Lipka P., Reklewski T., Emisja spalin z silników lotniczych, Urząd Lotnictwa Cywilnego.

THE PLANE AND THE ENVIRONMENT, CHANGES IN THE STRUCTURE OF THE AIRCRAFT FORCED BY ENVIRONMENTAL RESTRICTIONS

Abstract

Based on the literature and materials provided by manufacturers, the authors present the most important changes in the design of aircraft leading to the reduction of environmental pollutant emissions in three areas: carbon dioxide (CO_2) emissions, nitrogen oxides (NO_x) emissions and noise emissions. The work presents the sources of the above-mentioned environmental pollutants from a global perspective as well as in relation to individual aircraft and methods of their elimination through the use of design and system solutions. The discussed changes aimed at more ecological flying include, above all, the construction of the airframe, engine construction, the use of biofuels, the introduction of airspace management system, or the use of hybrid drives. The work also presents environmental programs implemented in the

system of public-private initiatives in Europe and the USA, concerning ecological aircraft recycling technologies and the production of airframe and engine components from recycled materials.

Keywords: aircraft, environment, ecology, emission of pollutants, noise, recycling, biofuels, hybrid drives

Paweł CZYŻEWSKI*
Rafał ŚLEFARSKI*
Judyta PASZKOWSKA*

WOJSKOWY SYSTEM GENERACJI ENERGII ELEKTRYCZNEJ ORAZ CIEPŁA OPARTY NA TECHNOLOGII ZGAZOWANIA

Wysokie koszty transportu nośników energetycznych do jednostek wojskowych, w szczególności na terenach objętych działaniami wojennymi, generują konieczność poszukiwania paliw alternatywnych do oleju napędowego i benzyn. Technologia zgazowaia oferuje możliwość energetycznego wykorzystania większości odpadów generowanych podczas prowadzenia działalności wojskowej bezpośrednio na miejscu ich wytwarzania. Artykuł przedstawia opis systemu generacji energii elektrycznej oraz ciepła, opartego na technologii zgazowania na potrzeby jednostek wojskowych.

Słowa kluczowe: zgazowanie, zasilanie bezzanikowe, gazy syntetyczne, przemysł obronny, obiekty strategiczne

1. WPROWADZENIE

Obecne wysiłki czynione w celu doskonalenia armii kładzione są w kierunku rozwoju technologii, których wykorzystanie może w znaczący sposób zmienić obraz potencjalnego przyszłego pola walki. Ze względu na wysokie zaawansowanie techniczne nowoczesnych jednostek bojowych i zaopatrzeniowych, prowadzenie operacji wojskowych wiąże się z wykorzystaniem ogromnej ilości nośników energii - zwłaszcza paliw płynnych (Crawford 2019). Łączy się to z ponoszeniem ogromnych kosztów, często przekraczających nominalną wartość dostarczanego materiału i stanowiących istotną część budżetu prowadzenia działań. Ponadto transformacja sektora energetycznego napędzana dążeniem do redukcji emisji gazów cieplarnianych, jak również polityka energetyczna wybranych państw, uwzględnia także działalność wojskową (Bigger i Neimark 2017). Z tych względów konieczne jest rozwijanie technologii, ma-

* Politechnika Poznańska.

jących na celu przeniesienie procesów wytwarzania nośników energetycznych bezpośrednio w pobliże prowadzonych działań wojskowych przy jednoczesnej redukcji emisji gazów cieplarnianych, zwłaszcza dwutlenku węgla. Jedną z najbardziej obiecujących możliwości jest proces zgazowania materiałów posiadających w swojej budowie cząsteczki węgla (Molino, Chianese i Musmarra 2016). Obiecującymi źródłami substratów w tym procesie są biomasa oraz większość rodzajów odpadów. Są to materiały o szerokiej dostępności w miejscach prowadzenia działań wojska, a często sprawiającymi problem w utylizacji (Fosgitt 2015). Szacuje się, iż typowa baza batalionu żołnierzy produkuje ponad dwie tony odpadów dziennie. Składają się na nie resztki żywności, opakowania plastikowe, ścieki zużyte elementy pojazdów mechanicznych, odpady drewniane i in. Bardzo często, jedyną metodą utylizacji tych odpadów jest ich zakopywanie, pozostawianie, a nawet bezpośrednie spalanie na hałdach. Implikuje to wiele negatywnych skutków, od zanieczyszczenia środowiska po niekorzystne oddziaływania społeczne. W tabeli 1 zestawiono przykładowe dane odnośnie struktury oraz ilości odpadów generowanych przez żołnierza odbywającego misję pokojową na Bałkanach (Army Corps of Engineers 2008).

Większość generowanych odpadów charakteryzuje się dużą zawartością węgla i wodoru w swoim składzie. Predysponuje je to do poddania procesowi zgazowania w celu uzyskania gazów syntetycznych o szerokim wachlarzu potencjalnych zastosowań energetycznych.

Tabela 1

Przykładowa struktura oraz ilość odpadów generowanych przez żołnierza odbywającego misję zagraniczną (Army Corps of Engineers 2008)

Rodzaj odpadów	**kg/os./rok**	**[%]**
Butelki plastikowe	89	2,96
Inny plastik	228	7,57
Aluminium	21	0,69
Lekkie metale	91,6	3,05
Kartony i papier	240	7,98
Inny papier	442	14,70
Odpadki organiczne	276	9,19
Tekstylia	43	1,43
Szkło	17	0,56
Guma	2	0,06
Polistyren	10	0,32
Drewno	488	16,23
Ścieki	312	10,38
Popioły	368	12,24
Inne	380	12,64
Razem	3006	100

Prezentowana w artykule technologia pozwala połączyć dwa bardzo ważne zadania – produkcję energii elektrycznej wraz z ciepłem oraz utylizację odpadów produkowanych przez formacje wojskowe. Z racji zadań stojących przed wyspecjalizowanymi

jednostkami konieczne jest opracowanie rozwiązań mogących sprostać ich odmiennym oczekiwaniom. Artykuł przedstawia koncepcję modułowego systemu utylizacji odpadów opartego o technologię zgazowania.

2. ZAŁOŻENIA PROJEKTOWE

Aby poszerzyć zakres aplikacyjności poszczególnych konfiguracji systemu, zaproponowano układ złożony z szeregu połączonych ze sobą modułów wykonujących wyspecjalizowane funkcje, dobieranych w zależności od warunków, w których przychodzi działać formacji wojskowej.

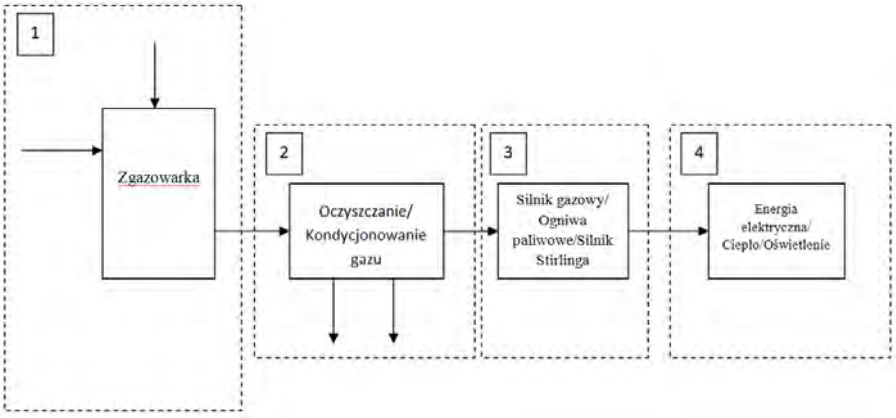
Główne zalety układu przemawiające za jego militarnym wykorzystaniem są następujące:

- mobilność – system uwzględnia zabudowę poszczególnych modułów w pojedyncze kontenery, ułatwiając ich transport oraz dostosowanie do montażu na pojazdach aktualnie wykorzystywanych w wojsku;
- możliwość szybkiego uruchomienia- z koncepcji zabudowy układów w kontenerach oprócz mobilności, wynika możliwość łatwego montażu oraz późniejszego uruchomienia. System automatyki pozwala na obsługę zespołu urządzeń przez jedną nadzorującą osobę;
- szeroki zakres stosowanych paliw – większość dostępnych oraz wykorzystywanych technologii zgazowania pozwala na stosowanie tylko jednego rodzaju paliwa. Różnorodne warunki pracy jednostek wojskowych wiążą się z dostępnością wielu materiałów mogących stać się paliwem dla zgazowania. Dlatego planowany system ma charakteryzować się jak najszerszym zakresem możliwego do zastosowania wsadu. Oprócz odpadów komunalnych będą to odpady organiczne (rolnicze) jak również biomasa. W razie braku dostępnych na miejscu wykonywania zadania materiałów odpadowych urządzenie będzie mogło zostać przestawione na klasyczne paliwa (olej napędowy, benzyna);
- mniejsze zużycie paliwa – wykorzystanie technologii zgazowania odpadów przyniesie podwójne korzyści w kontekście zużycia paliwa. Po pierwsze odpady będą wykorzystane jako paliwo do procesu wytwarzania energii elektrycznej, co w znacznym stopniu zredukuje zapotrzebowanie jednostki na paliwo. Konwencjonalnie stosuje się trzy metody zagospodarowania odpadów w warunkach bojowych; zasypanie, spalenie lub składowanie w pobliżu ulokowania jednostki. Wszystkie z nich wiążą się z koniecznością wykorzystania maszyn (zużywających paliwo) i zasobów ludzkich do związanych z nimi prac. Zaproponowana metoda wykorzystania odpadów w celach energetycznych oprócz zmniejszenia ilości paliwa na potrzeby produkcji elektryczności pozwoli na oszczędności na polu utylizacji odpadów;
- brak konieczności zatrudnienia dodatkowego personelu – dzięki zastosowaniu zaawansowanej automatyki systemu nie ma potrzeby szkolenia wyspecjalizowanego

personelu. Zespół urządzeń zaprojektowano tak, aby do jego obsługi wystarczyła załoga poszczególnej jednostki po odpowiednim krótkim przeszkoleniu.

3. OPIS SYSTEMU

Rysunek 1 przedstawia schemat prezentowanego systemu. Składa się on z czterech połączonych ze sobą modułów. Podstawowym założeniem jest możliwość łatwego ich łączenia oraz demontażu ułatwiającego, a przez to skracającego czas pracy w trudnych bojowych warunkach.



Rys. 1. Schemat układu generacji energii elektrycznej oraz ciepła opartego na technologii zgazowania

3.1. Zgazowarka

Moduł pierwszy stanowi zgazowarka (gazogenerator). Zachodzi w niej proces polegający na przeprowadzeniu paliwa stałego (wsad) lub płynnego o dużej zawartości związanego węgla do gazu palnego, w wyniku rozkładu termicznego w atmosferze kontrolowanej ilości powietrza lub innego czynnika zgazowującego. Stanowi ona trzon projektowanego systemu i w zależności od stojących przed wybranymi jednostkami zadań dobierane będą kolejne moduły. Aby sprostać konkretnym zadaniom, proponuje się szereg zgazowarek o różnych mocach, odpowiadających wielkościom poszczególnych grup wojskowych jak również objętości oraz rodzajowi wytwarzanych przez nie odpadów. Gazogeneratory zostaną oparte o jedną technologię działania oraz aparaturę sterującą tak, aby niezależnie od mocy jednostki ułatwić obsługę transportową oraz techniczną. Na podstawie analizy rynku, dostępnych materiałów naukowych oraz doświadczenia grupy prowadzącej proces badawczy dobierana jest technologia prowadzenia procesu zgazowania. Szczególny nacisk kładziony jest na jak naj-

mniej skomplikowaną oraz niezawodną konstrukcję urządzenia, możliwość wykorzystania szerokiego zakresu materiałów wsadowych do procesu, jak również jakość wytwarzanego gazu (zwłaszcza wartości opałowej oraz jego stopnia oczyszczenia).

Tabela 2 przedstawia parametry szeregu zgazowarek. Ostateczne zakresy generowanych mocy są określane na podstawie danych dotyczących wielkości polskich jednostek wojskowych, a przez to rodzaju oraz ilości produkowanych odpadów oraz zapotrzebowania na moc.

Tabela 2

Orientacyjne parametry szeregu zgazowarek na potrzeby energetyczne różnych formacji wojskowych (Fosgitt 2015)

Lp.	**Moc elektryczna [kWe]**	**Masa odpadów [t/dzień]**	**Technologia**
1.	100	2	Złoże stałe, powietrze jako czynnik zgazowujący
2.	200	4	
3.	500	10	

Podczas produkcji energii elektrycznej generowana jest również energia cieplna, która może być wykorzystana na potrzeby komunalne jednostki (ogrzewanie pomieszczeń, podgrzewanie wody, przygotowywanie posiłków).

Na proces zgazowania różnego rodzaju odpadów składa się szereg etapów i wchodzące w ich skład grupy reakcji chemicznych. Możemy go podzielić na poszczególne procesy: suszenie, piroliza, utlenianie oraz redukcja, z których każdy charakteryzuje się występowaniem innych warunków termodynamicznych. Dla zgazowania odpadów istotne jest, aby utrzymywać taką wartość temperatury, która nie pozwoli na topienie się popiołu i formację żużlu, ale na tyle wysoką, aby umożliwić występowanie reakcji redukcji dwutlenku węgla do tlenku węgla (Bonder i Mirosz 2007). Ponadto, im wyższa temperatura procesu, tym wyższa jakość generowanego gazu. Jest ona definiowana poprzez ilość zanieczyszczających gaz smoły pogazowej, która przy wysokiej temperaturze w reaktorze jest konwertowana do wodoru i tlenku węgla. Wysoka jakość gazu pozwala na niezawodną pracę zasilanych urządzeń, co jest szczególnie istotne z punktu widzenia prowadzenia działalności wojskowej.

Ze względu na mobilny charakter systemu, rozważane mogą być jedynie dwie technologie zgazowania: reaktor ze złożem stałym przeciwprądowym oraz ze złożem stałym współprądowym. Charakteryzujące się one mało skomplikowaną i niezawodną konstrukcją, co jest szczególnie istotne w warunkach bojowych. Biorąc pod uwagę konieczność zapewnienia jak najwyższej jakości generowanego gazu syntetycznego, ze względu na charakter procesu oraz profil temperatury zapobiegający formacji smoły pogazowej, reaktor ze złożem stałym współprądowym jest najbardziej predysponowanyą technologią. Umożliwia on również budowę instalacji o małych mocach

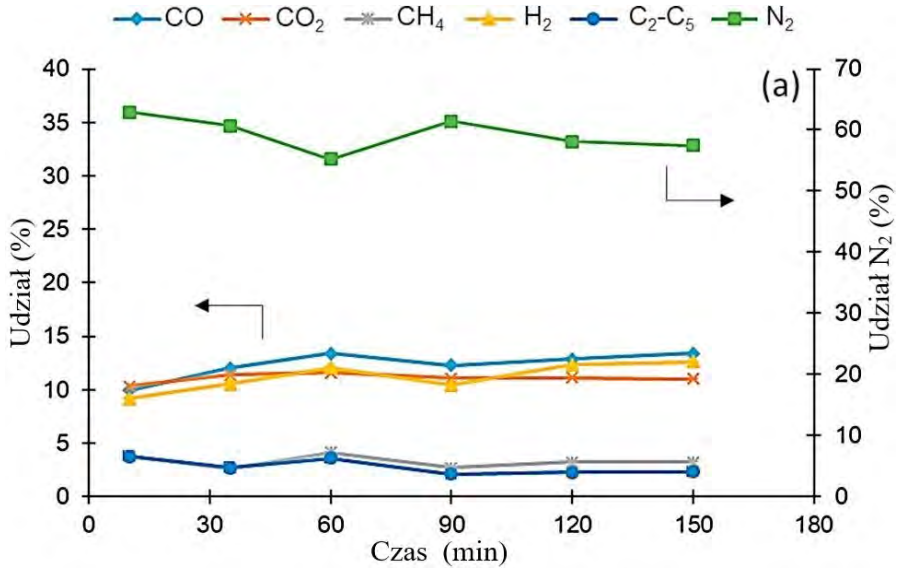
nie przekraczających 0,5 MWth. Tabela 3 prezentuje podstawowe cechy reaktora współprądowego o złożu stałym.

Tabela 3

Cechy reaktrora współprądowego

Zasada działania	Wady	Zalety
- odpady są wprowadzane od góry reaktora i są poddawana procesowi zgazowania w kierunku rusztu -w dolnej części jest odprowadzany wygenerowany gaz	- konieczność rozdrabniania zasilającego paliwa - limit mocy nominalnej - niska wartość opałowa generowanego gazu - wrażliwość na zbyt dużą wilgotność paliwa	- niski udział smoły pogazowej oraz pyłów w generowanym gazie syntetycznym - możliwość budowy gazogeneratorów niskiej mocy

Wskazane w tabeli 3 wady mogą być zniwelowane poprzez zastosowanie nowoczesnych rozwiązań w systemach spalania oraz odpowiednie przygotowanie paliwa do procesu. Możliwa do uzyskania moc jednostki przy potencjalnej ilości odpadów generowanych przez typowe jednostki wojskowe nie przekracza limitu projektowego reaktorów współprądowych. Gazy o niskiej wartości opałowej mogą być spalane przy pomocy technologii spalania bezpłomieniowego (Czyżewski i in. 2017). Oprócz odpadków żywnościowych, odpady z jednostek wojskowych charakteryzują się niską wilgotnością, pozwala to uniknąć konieczności długotrwałego suszenia paliwa lub budowy suszarni.



Rys. 2. Schemat układu generacji energii elektrycznej oraz ciepła opartego o technologię zgazowania (Ping i in. 2019)

Rysunek 2 prezentuje przykładową zależność składu gazu syntetycznego generowanego w procesie zgazowania z wykorzystaniem reaktora współprądowego ze złożem stałym od czasu przebywania paliwa w reaktorze. Jak widać, czas przebywania paliwa w reaktorze nie wpływa znacznie na udział żadnego z komponentów generowanego gazu. Oznacza to, że proces można prowadzić przy krótkim czasie przebywania, a w konsekwencji reaktor może charakteryzować się małymi gabarytami. Jest to szczególnie ważne przy modułowej konstrukcji systemu.

3.2. Układ kondycjonowania gazu

Moduł drugi składa się z układu kondycjonowania/oczyszczania wytworzonego gazu, dobieranego w zależności od docelowego zastosowania gazu. Potencjalnymi metodami wykorzystania gazu syntezowego w celu wytwarzania energii elektrycznej są ich spalanie w silniku spalinowym lub kotle, produkcja elektryczności w wodorowych ogniwach paliwowych lub wykorzystanie, jako paliwa zasilającego obieg cieplny silnika Stirlinga. W silniku spalinowym należy zastosować układ podgrzewu gazu tak, aby zapobiec kondensacji szkodliwych wyższych węglowodorów (nazywanych smołą pogazową) i w konsekwencji zatykania kanałów transportujących gaz. Z kolei w ogniwach paliwowych konieczny jest układ separujący wodór ze strumienia przepływającego gazu (ogniwa zasilane wodorem) oraz kondycjonujący pozostały gaz do jego późniejszego dopalenia. Podobnie jak w przypadku silnika spalinowego, dla zasilania kotła oraz silnika Stirlinga, należy zapobiegać kondensacji substancji smolistych. Do podgrzewu gazu możliwe jest wykorzystanie ciepła odpadowego z silnika spalinowego lub turbiny parowej. Można wtedy scalić moduł pierwszy z drugim, co pozwala na uproszczenie konstrukcji systemu oraz ułatwia jego transport. Do separacji wodoru ze strumienia gazu można zastosować nowatorską metodę rozdzielania mieszanin gazowych, tj. separację membranową (Bounaceur i in. 2006). Metoda ta polega na wykorzystaniu różnic w rozpuszczalności i dyfuzyjności różnych gazów w konkretnych polimerach tworzących membranę. Siłą napędową jest różnica ciśnień panujących po obu stronach membrany. Konieczne jest uprzednie sprężenie strumienia przepływającego gazu do wysokiego ciśnienia przez co bazowym elementem układu oprócz membran jest sprężarka.

3.3. Urządzenie zasilające

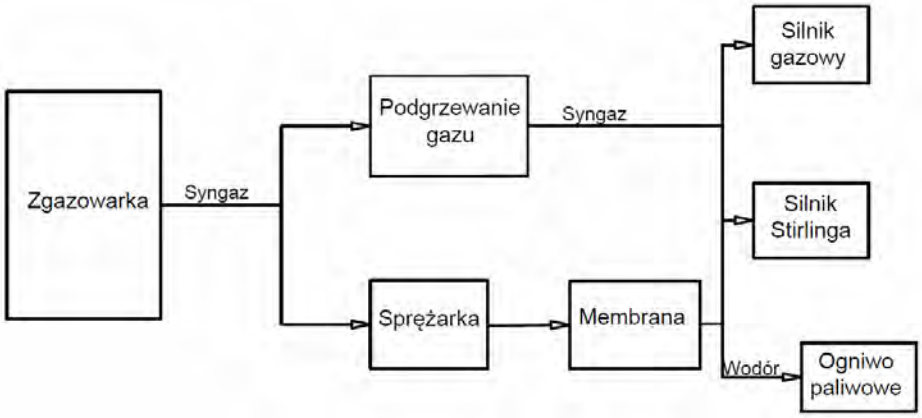
Trzecim modułem wchodzącym w skład prezentowanego systemu są urządzenia przetwarzające energię chemiczną zawartą w paliwie gazowym w energię elektryczną oraz cieplną. Są to, jak już wcześniej wymieniono, silnik spalinowy, ogniwa paliwowe, kocioł oparty o technologię spalania bezpłomieniowego lub silnik Stirlinga, których działanie opiera się na egzotermicznych reakcjach spalania dostarczonego gazu. W ogniwach paliwowych zachodzi reakcja utleniania dostarczonego

z zewnątrz paliwa (w tym wypadku wodoru), która powoduje generację energii elektrycznej (zachodzi w nich szereg reakcji chemicznych wywołujących wytworzenie energii elektrycznej).

3.4. Sieć elektro-energetyczna

W przypadku ogniw produkowana energia elektryczna może bezpośrednio zasilać użytkowane urządzenia. Natomiast kocioł wyposażony w komorę spalania bezpłomieniowego zasilający turbinę parową oraz silnik spalinowy, połączone z generatorem prądu zmiennego mogą zasilać sieć elektroenergetyczną jednostki. Ponadto ciepło odpadowe powstające po spaleniu w silnikach oraz z turbiny parowej może być odzyskiwane i kierowane do wykorzystania na potrzeby komunalne.

Na rysunku 3 przedstawiono schemat opisywanego układu wraz z możliwymi konfiguracjami.



Rys. 3. Schemat układu generacji energii elektrycznej oraz ciepła opartego o technologię zgazowania

4. PODSUMOWANIE

Wykorzystanie technologii zgazowania wpisuje się w zagadnienie dotyczące zasilania w energię elektryczną oraz ciepło jednostek wojskowych, a ponadto stanowi obiecującą metodę zasilania bezzanikowego (awaryjnego zasilania w energią elektryczną). Podstawową jej zaletą w kontekście zastosowań militarnych jest możliwość wykorzystania wielu rodzajów paliw (odpady różnych typów, drewno, produkty ropopochodne) w przeciwieństwie do np. agregatów zasilanych jednym zdefiniowanym rodzajem paliwa. Pozwala to na częściowe uniezależnienie baz czy jednostek wojskowych od zaopatrzenia w nośniki energii przy jednoczesnej utylizacji generowanych przez nie odpadów. Ponadto możliwa do realizacji mobilność układów sprawia możliwość łatwego transportu w wyznaczone przez wojsko destynacje.

5. LITERATURA

Artykuły w czasopismach

1. Bigger, Patrick and Benjamin D. Neimark. 2017. "Weaponizing Nature : The Geopolitical Ecology of the US Navy ' s Biofuel Program." Political Geography 60:13–22.
2. Bonder, L. and M. Mirosz. 2007. "Przegląd Technologii Zgazowania Biopaliw Stałych." Instal 10–15
3. Bounaceur, Roda, Nancy Lape, Denis Roizard, Cécile Vallieres, and Eric Favre. 2006. "Membrane Processes for Post-Combustion Carbon Dioxide Capture: A Parametric Study." Energy 31(14):2220–34.
4. Crawford N., 2019. Pentagon Fuel Use, Climate Change, and the Costs of War, Watson Institute, Brown University
5. Czyżewski, Paweł, Rafał Ślefarski, Joanna Jójka, and Radosław Jankowski. 2017. "Experimental and Numerical Calculations of Two Stage Combustion Process of Syngas Fuels with High Content of Ammonia." 25th European Biomass Conference and Exhibition (x):2009–11.
6. Molino, Antonio, Simeone Chianese, and Dino Musmarra. 2016. "Biomass Gasification Technology: The State of the Art Overview." Journal of Energy Chemistry 25(1):10–25.
7. Ping W, Veksha A, Lei J, Oh W, Dou X, Giannis A. A hot syngas purification system integrated with downdraft gasification of municipal solid waste. Appl Energy 2019;237:227–40. https://doi.org/10.1016/j.apenergy.2019.01.031
8. Army Corps of Engineers, Solid Waste Generation Rates At Army Base Camps, 2008, Public Works Technical Bulletin 200-1-51, U.S.

Komunikaty Internetowe

1. Fosgitt R., Small-scale Gasification for Biomass and Waste-to-Energy for Military and Commercial CHP Applications, 2015, https://www.globalsyngas.org/uploads/downloads/2015-10-1-Fosgitt.pdf, dostęp 1.07.2020

POWER GENERATION GASIFICATION SYSTEM FOR ARMY

Abstract

High costs of transporting of energy carriers to military units, especially in areas affected by hostilities, generate the necessity to search for alternative fuels to diesel fuel and gasoline. The gasification technology offers the possibility of using most of the waste generated during military units operations for energy purposes directly on site. The article presents a description of the electricity and heat generation system based on gasification technology for the needs of military units.

Keywords: gasification, military power supply, synthetic gases, defense industry, strategic objects

Hanna DZIDO*

UTRZYMANIE ZDOLNOŚCI OPERACYJNEJ PORTÓW LOTNICZYCH W SYTUACJI ZAGROŻENIA EPIDEMICZNEGO, ANALIZA RYZYKA JAKO NIEZBĘDNY ELEMENT ZAPEWNIENIA BEZPIECZEŃSTWA

Możliwość funkcjonowania i utrzymywania realizacji połączeń lotniczych (w szczególności międzynarodowych) przez porty lotnicze uzależniona jest w głównej mierze od zmieniającej się sytuacji epidemicznej regionu, obszaru operowania oraz decyzji władz państwowych podejmowanych w ramach reakcji na stan epidemii. Dynamika zjawiska pandemii potwierdziła konieczność podejmowania działań reaktywnych oraz opracowywania działań predyktywnych na czas powrotu do realizacji połączeń rozkładowych. Zagrożenie dotyczy nie tylko pasażerów, ale również wszystkich pracowników, a w szczególności personelu bezpośrednio zaangażowanego w realizację połączeń lotniczych. Niezbędnym elementem procesu funkcjonowania i utrzymywania realizacji połączeń lotniczych jest bieżąca analiza ryzyka oraz podejmowanie opracowanych na jej podstawie działań.

Słowa kluczowe: analiza ryzyka, pandemia, port lotniczy, zdolność operacyjna

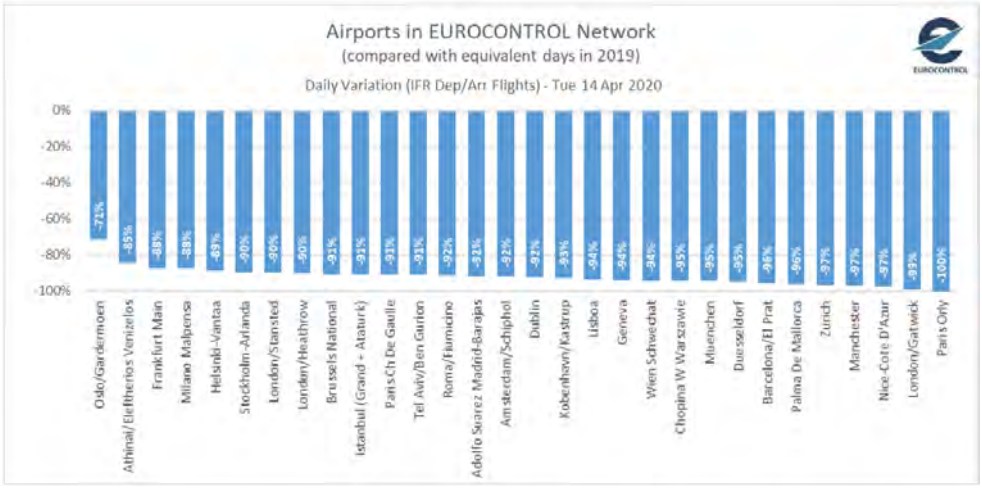
1. WPŁYW COVID-19 NA FUNKCJONOWANIE LOTNISK

Epidemia wirusa SARS-CoV-2 rozprzestrzeniła się na wszystkie zamieszkałe kontynenty przeobrażając się w pandemię. Na przestrzeni kilku miesięcy na skutek drastycznych ograniczeń liczby połączeń lotniczych oraz odwoływania lotów doszło do głębokiego kryzysu w transporcie lotniczym dotykającego wszystkich rodzajów podmiotów lotniczych: portów lotniczych (lotniska), linii lotniczych, agentów obsługi naziemnej oraz podmiotów zapewniających służby ruchu lotniczego. W efekcie sytuacja załamania ruchu lotniczego dotknęła również producentów statków powietrznych, rynku paliw lotniczych oraz szeroko pojmowanego rynku pracy bezpośrednio i pośrednio powiązanego z lotnictwem (osoby zatrudnione bezpośrednio przy organizacji

* Urząd Lotnictwa Cywilnego.

i realizacji połączeń lotniczych oraz pracowników branż, które funkcjonują dzięki lotnictwu, np. pracownicy punktów usługowych, gastronomicznych, sklepów w halach i terminalach lotnisk). Konsekwencją tej sytuacji było znaczące ograniczenie mobilności i działalności podmiotów współpracujących z lotnictwem lub korzystających z jego usług w ramach ich świadczenia.

Wpływ COVID-19 na europejską sieć ruchu lotniczego zaskoczył dotychczasowe wyobrażenia i doświadczenia związane ze skalą ograniczania lotów. Poziom ruchu lotniczego spadł drastycznie w porównaniu do 2019 roku. Dane publikowane przez EUROCONTROL w codziennych raportach o ruchu lotniczym na dzień 14 kwietnia 2020 roku pokazywały spadek o 90% operacji lotniczych w porównaniu z analogicznym okresem roku ubiegłego.



Rys. 1. Dzienne natężenie ruchu na 14 kwietnia 2020 r., w porównaniu do 14 kwietnia 2019 na lotniskach europejskich [źródło: https://www.eurocontrol.int/sites/default/files/2020-04/eurocontrol-aviation-recovery-factsheet-27042020.pdf]

Rozmiar i dynamika zjawiska epidemii wymusiła wzmożone działania i pracę na rzecz utrzymania możliwie wysokiego poziomu bezpieczeństwa zdrowia publicznego w ramach świadczenia operacji lotniczych władz i nadzorów lotniczych na szczeblach krajowym (w Polsce Urząd Lotnictwa Cywilnego), europejskim (EASA Agencja Unii Europejskiej ds. Bezpieczeństwa Lotniczego) i międzynarodowym (ICAO Organizacja Międzynarodowego Lotnictwa Cywilnego).

Na poziomie regionalnym i międzynarodowym opracowano dokumenty/wytyczne, których zadaniem było wsparcie podmiotów lotniczych w przygotowaniu, reagowaniu i działaniach na rzecz utrzymania bezpieczeństwa ludzi i sprzętu w realiach pracy w towarzyszącym zagrożeniu. Przykładem jest m.in. opracowany przez Regionalne Nadzory Lotnicze (Regional Safety Oversight Organizations - RSOO - np. EASA) wspólny Program Bezpieczeństwa Operacyjnego i Ciągłej Zdatności do Lotu (Operational Safety and Continuing Airworthiness Programmes - COSCAP), który odegrał

kluczową rolę we wspieraniu i harmonizacji działań podejmowanych przez Państwa Członkowskie UE w celu Zarządzania Ryzykiem w zakresie bezpieczeństwa lotniczego związanym z pandemią. Opublikowane i dostępne na stronie internetowej EASA Biuletyny bezpieczeństwa EASA SIB (ang. Safety Information Bulletin) oraz Wytyczne dotyczące wyznaczają kierunki działań dla wszystkich państw członkowskich UE i powinny być transponowane na grunt państw członkowskich. Ich celem jest ograniczenie ryzyka rozprzestrzeniania się SARS-CoV-2. Europejskie rekomendacje zostały wypracowane przez ekspertów z Europejskiego Centrum ds. Zapobiegania i Kontroli Chorób (ECDC) oraz EASA. Priorytetem podczas tworzenia wytycznych było zdrowie i bezpieczeństwo pasażerów na lotniskach i pokładach samolotów. Jednolite procedury mają także na celu zapobieganie sytuacji, w której lotnictwo stanie się źródłem nawrotu infekcji COVID-19.

Na szczeblu międzynarodowym, za pośrednictwem CAPSCA (ang. Collaborative Arrangement for the Prevention and Management of Public Health Events in Civil Aviation) nadzory/władze lotnicze, organy ds. zdrowia publicznego i organizacje międzynarodowe łączą wysiłki na rzecz poprawy planowania gotowości i reagowania na zdarzenia dotyczące zdrowia publicznego, które mają wpływ na sektor lotniczy (Lotnictwa Cywilnego). Efektem są m.in. zapisy w Rezolucji A40-14 Zgromadzenia ICAO: „Łagodzenie rozprzestrzeniania się chorób poprzez m.in. metody dezynfekcji samolotów i kontroli wektorów". Niekwestionowaną koniecznością jest efektywna komunikacja na wszystkich szczeblach, w tym: państw, instytucji zapewniających służby żeglugi powietrznej, organizacji międzynarodowych, podmiotów nieprowadzących działalności lotniczej oraz całego społeczeństwa. W ramach swojej roli polegającej na wspieraniu potrzeb środowiska lotniczego, budowaniu zaufania i przejrzystości organizacje te powinny dążyć do zapewnienia wszechstronnego i kompleksowego obrazu sytuacji oraz rozpowszechniania odpowiednich informacji tj. rzetelnych i sprawdzonych (stanowiących wiarygodne źródła dla społeczności lotniczej, podróżnych i społeczeństwa).

COVID-19 zwrócił uwagę na złożoność sytuacji dotyczącej danych wewnątrz poszczególnych państw dotyczących ognisk epidemii oraz natychmiastowych reakcji na zagrożenie, ukazując wyzwania związane ze wspólnym podejmowaniem decyzji (collaborative decision-making). W odniesieniu do konieczności podejmowania działań wobec całego systemu lotniczego w obliczu braku posiadania bieżących danych, konieczne może być podejmowanie decyzji w oparciu o ograniczone informacje, z uwzględnieniem ryzyk w zakresie szerszym niż tylko bezpieczeństwa lotniczego. Do najważniejszych działań dla funkcjonowania w towarzyszących ograniczeniach związanych z COVID-19 przez poszczególne podmioty lotnicze (linie lotnicze, porty lotnicze, agenci obsługi naziemnej, służby celne) należy przeprowadzenie procesu analizy i oceny ryzyka oraz wdrożenia i podjęcia działań, a także ich bieżącej weryfikacji i monitorowania skuteczności tych działań.

Aspekty, które podlegają szczególnej uwadze na różnych etapach pandemii w ramach działań związanych z ograniczeniem rozprzestrzeniania się SARS-CoV-2 przy utrzymaniu zdolności operacyjnej lotnisk dla realizacji operacji lotniczych to:

- ocena i ustalenie priorytetów ryzyka w oparciu o gromadzone i analizowane dane;
- zastosowanie zasad zarządzania bezpieczeństwem w celu wsparcia procesu decyzyjnego opartego na analizie ryzyka; oraz
- zarządzanie i monitorowanie zatwierdzeń wydawanych przez państwowe władze i nadzory lotnicze poszczególnych państw w świetle elastyczności potrzebnej do kontynuowania bezpiecznej działalności w całym systemie lotniczym.

W miarę wprowadzania kolejnych ograniczeń w dotychczasowym funkcjonowaniu, porty lotnicze musiały stawić czoła wymogom wdrożenia środków mających na celu m.in.:

- identyfikację i izolację pasażerów z COVID-19 (karty lokalizacyjne);
- zapewnienia specjalnych stref/pomieszczeń dla podróżnych wykazujących potencjalne objawy zakażenia/choroby, środków dezynfekcji;
- wdrożenia specjalnych procedur, które zapewniać będą optymalne do bieżącej sytuacji działanie lotniska (zabezpieczenie personelu, środków ochrony osobistej);
- przeszkolenie pracowników pod kątem świadomości zagrożenia oraz sposobów postepowania zgodnie z wdrożonymi procedurami.

Podejmowane działania i środki można pogrupować pod względem wymagań (personel, przestrzeń, narzędzia/technologia) i przydatności w różnych obszarach operacyjnych. W gestii portów lotniczych była ocena środków w tych wymiarach, aby zdecydować o ich wdrożeniu. Jednocześnie należy podkreślić znaczenie odzwierciedlenia operacyjnego wpływu tych środków na planowanie oraz koordynację operacji lotniczych z zainteresowanymi stronami, tj.: organy ds. zdrowia publicznego, linie lotnicze, służby żeglugi powietrznej, agenci obsługi naziemnej.

2. SYTUACJA W POLSCE

W kontekście lotnictwa i jego udziału w możliwości rozprzestrzeniania się koronawirusa należy wskazać, że skala oraz tempo rozprzestrzeniania się epidemii zależą od specyficznych uwarunkowań poszczególnych państw, w tym: rozmiaru obszaru i rozlokowania portów lotniczych, mobilności ludności, czy zastosowanych środków ostrożności. W związku z informacjami o dynamicznie rozprzestrzeniającej się pandemii, w Polsce o północy z 14 na 15 marca 2020 roku, zgodnie z informacją NOTAM (NOtice To AirMen) opublikowaną przez Urząd Lotnictwa Cywilnego, w polskiej przestrzeni powietrznej nastąpiły ograniczenia dotyczące międzynarodowego ruchu lotniczego. W szczególności dotyczyły one ruchu dolatującego i odlatującego z polskich lotnisk. Następnie 16 marca 2020 roku, decyzją Premiera Rzeczypospolitej Polskiej został także zawieszony wewnątrzkrajowy ruch lotniczy (wznowiony 1 czerwca

2020 r.). Zakaz w ruchu lotniczym dotyczył wykonywania lądowania cywilnych statków powietrznych na lotniskach wpisanych do rejestru lotnisk cywilnych i lądowiskach wpisanych do ewidencji lądowisk Rzeczypospolitej Polskiej wykonujących międzynarodowe loty przewożące pasażerów z wyjątkiem:

- lotów cargo,
- lotów bez ładunku i bez pasażerów,
- lotów o statusie HOSP (status lotu statku powietrznego wykonującego lot w celu niesienia pomocy medycznej, zgłoszony przez odpowiednie służby medyczne), HUM (status lotu statku powietrznego biorącego udział w akcji humanitarnej), STATE (loty państwowych i cywilnych statków powietrznych w misjach wojskowych, policyjnych, celnych lub Straży Granicznej), HEAD (status lotu statku powietrznego, wojskowego specjalnego transportu lotniczego lub innego wojskowego statku powietrznego z najważniejszą osobą w państwie na pokładzie, w misji oficjalnej), innych lotów wykonywanych w celu ratowania życia lub zdrowia ludzkiego, lotów w celu ochrony porządku publicznego,
- lotów do Rzeczypospolitej Polskiej statkami powietrznymi wyczarterowanymi na zlecenie organizatorów turystyki lub podmiotu działającego na ich zlecenie przed dniem 15 marca 2020, lotów na zlecenie Prezesa Rady Ministrów lub na zlecenie osoby fizycznej lub osoby prawnej, statkami powietrznymi posiadającymi do 15 miejsc pasażerskich.

Zakaz nie obowiązywał statków powietrznych wykonujących loty międzynarodowe do Polski z lotnisk położonych na terytorium: państwa członkowskiego Europejskiego Porozumienia o Wolnym Handlu (EFTA) – strony umowy o Europejskim Obszarze Gospodarczym, Konfederacji Szwajcarskiej lub państwa członkowskiego Unii Europejskiej, z wyjątkiem Królestwa Szwecji i Republiki Portugalskiej oraz do Czarnogóry, Gruzji, Japonii, Kanady, Republiki Albanii, Republiki Korei i Ukrainy. Zakazowi nie podlegały również loty czarterowe realizowane przez obcych przewoźników lotniczych, które były wykonywane na zlecenie państw obcych, w celu powrotu ich obywateli oraz loty statków powietrznych znajdujących się w niebezpieczeństwie. Do 31 maja 2020 r. obowiązywał zakaz wykonywania handlowych przewozów lotniczych, w których przewozi się pasażerów w ruchu krajowym z wyjątkiem lotów wykonywanych w interesie publicznym lub państwa oraz lotów statkami powietrznymi posiadającymi do 15 miejsc pasażerskich, wykonujących lądowanie handlowe w celu zabrania lub pozostawienia pasażerów.

Zagrożenie i konieczność podejmowania działań ze strony podmiotów lotniczych wprowadziły nowe zasady funkcjonowania portów lotniczych oraz służb zaangażowanych w realizację operacji lotniczych (m.in.: naziemna obsługa pasażerska, służby porządkowe, straż graniczna). Bezpośrednie działania i restrykcje obowiązujące od czasu pandemii na lotniskach w Polsce i Europie, to m.in.:

- kontrolne pomiary temperatury przy wejściu do terminali,
- ograniczenia wstępu do terminala tylko dla pasażerów z biletami,
- obowiązek noszenia maseczek i dystans społeczny,

- ograniczenie korzystania z usług i obiektów lotniskowych (np. z placów zabaw oraz palarni) oraz obowiązek wypełnienia oświadczenia o stanie zdrowia, zgodnie z instrukcją danego przewoźnika lotniczego.

W celu ograniczenia bezpośredniego kontaktu między pasażerami a pracownikami lotnisk np. w punktach informacji, kontroli paszportowej czy odprawy zainstalowano ekrany ochronne. Na lotniska został nałożony obowiązek zapewnienia środków dezynfekcyjnych oraz płatnych dyspenserów z maseczkami ochronnymi oraz regularne czyszczenie i dezynfekcja terminali. Działania zarządzających lotniskami w odniesieniu do zapewnienia bezpieczeństwa pracownikom to m.in.: zaopatrzenie w sprzęt ochronny osobistej i środki dezynfekcji oraz utrzymanie systemu pracy, który zapewni ciągłość służb i pracowników niezbędnych dla funkcjonowania lotniska.

Sytuacja ograniczania ruchu lotniczego głęboko dotknęła aspektu ekonomicznego działania podmiotów lotniczych, w tym bezpośrednio portów lotniczych, które są zobowiązane do utrzymywania obecności służb/pracowników niezbędnych dla funkcjonowania lotnisk (m.in. dyżurni operacyjni, lotniskowa straż pożarna). W obliczy głębokiego kryzysu braku przychodów ze świadczonych usług oraz ponoszonych kosztów podmioty lotnicze wprowadziły ograniczenia w świadczeniu pracy (praca zdalna tam gdzie jej świadczenie nie wymaga bezpośredniej obecności, rotacyjny cykl pracy celem utrzymania separacji pracowników). W obliczu wprowadzanych przez zarządzających lotniskami w Polsce ograniczeń w funkcjonowaniu lotnisk, Rada Ministrów 4 czerwca 2020 r., uchwaliła Rozporządzenie w sprawie lotnisk użytku publicznego, na których należy zapewnić utrzymanie minimalnej gotowości operacyjnej (Dz. U. 2020 poz. 1035). Zgodnie z niniejszym aktem prawnym potwierdzeniem osiągnięcia minimalnej gotowości operacyjnej przez lotnisko jest zapewnienie przez zarządzającego lotniskiem:

- minimalnej obsady pracowników operacyjnych na poziomie dostosowanym do planowanej liczby startów i lądowań;
- utrzymania niezbędnej infrastruktury lotniska, dostosowanej do planowanej liczby startów i lądowań państwowych statków powietrznych oraz statków powietrznych wykonujących przewóz pasażerów, towarów lub poczty.

Należy zaznaczyć, że minimalna obsada pracowników operacyjnych musi uwzględniać również pracowników pełniących kluczowe funkcje dla zapewnienia bezpieczeństwa działania lotnisk. Zgodnie z Rozporządzeniem Komisji (UE) nr 139/2014 z dnia 12 lutego 2014 r. ustanawiającym wymagania oraz procedury administracyjne dotyczące lotnisk (Rozporządzenie Komisji Europejskiej 139/2014) kluczowe osoby w strukturze organizacyjnej lotnisk określone w rozporządzeniu jako tzw. osoby wyznaczone z uwagi na przypisane im określone obowiązki. Do osób wyznaczonych należą:

- kierownik odpowiedzialny, upoważniony do zagwarantowania sfinansowania i przeprowadzenia wszystkich działań zgodnie ze stosownymi wymaganiami. Do obowiązków kierownika odpowiedzialnego należy ustanowienie i utrzymanie skutecznie funkcjonującego systemu zarządzania;

- kierownik do spraw operacyjnych odpowiedzialny za służby operacyjne lotniska;
- kierownik do spraw obsługi technicznej lotniska;
- kierownik do spraw bezpieczeństwa odpowiedzialny za system zarządzania bezpieczeństwa (ang. Safety Manager);
- osobę odpowiedzialną za monitorowanie zgodności systemu zarządzania z odpowiednimi wymaganiami i adekwatnością procedur lotniska (ang. Compliance Manager).

Takie osoby działają niezależnie od innych kierowników w organizacji, mają bezpośredni dostęp do kierownika odpowiedzialnego i kadry zarządzającej właściwej w sprawach bezpieczeństwa oraz odpowiadają przed kierownikiem odpowiedzialnym.

3. ANALIZA RYZYKA

W związku z wprowadzeniem na obszarze Rzeczypospolitej Polskiej stanu zagrożenia epidemicznego wywołanego rozprzestrzenianiem się wirusa SARS-CoV-2 porty lotnicze musiały przeprowadzić ocenę bezpieczeństwa pod kątem określenia zakresu możliwych zmian adaptacyjnych funkcjonowania lotniska w obszarze personelu, procedur, sprzętu, których zapewnienie jest konieczne do stosowania na czas trwania zagrożenia epidemicznego na terenie kraju. Dotyczyło to bezpośrednio służb operacyjnych i obsługi technicznej, których zapewnianie jest kluczowe dla działania lotniska bez uszczerbku dla bezpieczeństwa i jakości świadczonych usług.

Ocena bezpieczeństwa powinna być dostosowana do rodzaju i zakresu świadczonych przez dane lotnisko usług. Należy wziąć przy tym pod uwagę m.in. liczbę operacji, infrastrukturę, kategorię lotniska). Ocena bezpieczeństwa tym samym powinna, zatem obejmować:

- identyfikację zakresu zmian wprowadzonych w organizacji funkcjonowania lotniska i służb współpracujących na skutek pandemii;
- identyfikację zagrożeń;
- określenie kryteriów bezpieczeństwa stosowanych do tych zmian;
- analizę ryzyka w odniesieniu do szkodliwych skutków lub poprawy bezpieczeństwa związanego ze zmianami;
- ocenę ryzyka oraz, w razie potrzeby, łagodzenie ryzyka dla zmian w celu spełnienia obowiązujących kryteriów bezpieczeństwa;
- weryfikację zmian pod kątem ich zgodności z zakresem, który był przedmiotem oceny bezpieczeństwa, oraz spełniania kryteriów bezpieczeństwa (zanim zmiany zostaną wprowadzone do stosowania);
- określenie wymogów w zakresie monitorowania zgodności (compliance), niezbędnych do zapewnienia, że lotnisko i jego funkcjonowanie będzie nadal spełniało kryteria bezpieczeństwa po wprowadzeniu zmian do stosowania.

Zakres zmian wprowadzanych na lotniskach dotyczył:

- zmniejszenia obsady zmianowej w działach operacyjnych (służby dyżurnych operacyjnych lotnisk, koordynatorów ruchu naziemnego);
- obniżenia kategorii lotniska w zakresie ochrony przeciwpożarowej (CAT ICAO);
- zmniejszenia obsady zmianowej lotniskowych służb ratowniczo-gaśniczych, adekwatnie do przyjętej degradacji kategorii lotniska w zakresie ochrony przeciwpożarowej;
- obsady zmianowej służby ratownictwa medycznego;
- obsady w dziale energetycznym lotniska (odpowiedzialnych za utrzymanie systemów energetycznych i oświetlenia);
- obsady działu eksploatacji lotniska/obsługi technicznej (odpowiedzialnej m.in. za utrzymanie nawierzchni);
- obsady w działach transportu i obsługi maszyn (niezbędnych w przypadku wystąpienia awarii pojazdów lub sprzętu niezbędnych do utrzymania gotowości operacyjnej lotniska);
- obsady w dziale teleinformatyki (pracowników odpowiedzialnych za zapewnienie łączności operacyjnej w systemie TETRA, łączności telefonicznej, infrastrukturę łączności);
- czasowe wyłączenia z użytkowania części funkcjonalnych lotnisk (czasowe zamknięcie drogi startowej) lub reorganizacja w wykorzystaniu powierzchni lotniskowych (parkowanie samolotów).

Należy podkreślić, iż każdorazowo zakres zmian powinien zostać określony z uwzględnieniem procedur zatwierdzonych w instrukcji operacyjnej lotniska (INOP) oraz zakresu obowiązków wymienionych działów/służb (określonych w regulaminie organizacyjnym lotniska) oraz dobowego rozkładu planowanych operacji lotniczych. Wstępem do przeprowadzenia analizy i oceny ryzyka jest określenie zagrożeń dla bezpieczeństwa. W kontekście wyżej wymienionych zmian jako główne źródła zagrożeń należy wskazać:

- absencję personelu wynikającą z kwarantanny lub zakażenia wirusem SARS-CoV-2;
- brak bieżącego monitoringu i konserwacji infrastruktury związanej z funkcjonowaniem lotniska, a w konsekwencji brak możliwości zachowania ciągłości usług świadczonych przez operatora infrastruktury krytycznej (lotniska).

W celu ograniczenia negatywnego wpływu na bezpieczeństwo zdefiniowanych zagrożeń należy określić racjonalne kryteria bezpieczeństwa – na takim poziomie, aby zapewnione zostało utrzymanie minimalnej obsady zmianowej na poziomie nie niższym niż zaproponowana, a w przypadku wystąpienia awarii, usterek technicznych, przekroczeń ograniczeń operacyjnych, zdarzeń lub innych niezwykłych okoliczności, które zagroziły lub mogły zagrozić bezpieczeństwu, niezbędne jest przeprowadzenie

analizy i oceny tych okoliczności przez komitet zarządzania bezpieczeństwem na lotnisku. Efektem prac komitetu powinny być zalecenia bezpieczeństwa podpisane przez kierownika odpowiedzialnego, łatwodostępne dla wszystkich zainteresowanych.

Skala oceny prawdopodobieństwa wystąpienia zdarzenia oraz konsekwencji zdarzenia w toku prowadzenia analizy ryzyka powinny być prowadzone zgodnie z procedurą opisaną w Instrukcji Operacyjnej danego lotniska. Standardowo skale te ujmowane są w tabelach.

Tabela 1

Skala oceny prawdopodobieństwa wystąpienia zdarzenia – P

P = 1	P = 2	P = 3	P = 4	P = 5
Skrajnie nieprawdopodobne	**Nieprawdopodobne**	**Dalekie**	**Sporadyczne**	**Częste**
Prawie niewyobrażalne, że kiedykolwiek może wystąpić (rzadziej niż raz na 100 lat lub rzadziej niż raz na 10 000 000 operacji)	Bardzo mało prawdopodobne, że wystąpi (kilka razy w ciągu 100 lat lub częściej niż raz na 10 000 000 operacji)	Prawdopodobnie nie wystąpi, ale jest to możliwe (kilka razy w ciągu 10 lat lub częściej niż raz na 1 000 000 operacji)	Prawdopodobnie wystąpi od czasu do czasu (kilka razy w roku lub częściej niż raz na 100000 operacji)	Prawdopodobnie wystąpi wiele razy (kilka razy w miesiącu lub częściej niż raz na 1000 operacji)

Tabela 2

Skala oceny konsekwencji (dotkliwości) zdarzenia – K

K = A	K = B	K = C	K = D	K = E
Katastrofalna	**Niebezpieczna**	**Poważna**	**Niewielka**	**Nieistotna**
Zniszczenie sprzętu Wiele ofiar śmiertelnych	Duże obniżenie marginesu bezpieczeństwa, fizyczne dolegliwości lub obciążenie operatorów pracą w takim stopniu, że nie ma pewności, że będą wykonywali swoje zadania w pełni lub z należytą dokładnością Poważne obrażenia Poważne uszkodzenia sprzętu	Znaczne zredukowanie marginesów bezpieczeństwa, osłabienie zdolności operatorów do radzenia sobie z niekorzystnymi warunkami na skutek wzrostu obciążenia pracą lub warunków osłabiających ich wydajność Poważny incydent Obrażenia osób	Uciążliwość Ograniczenia operacyjne Użycie procedur awaryjnych Pomniejsze incydenty	Niewielkie konsekwencje

Na podstawie wyników oszacowanych wartości prawdopodobieństwa wystąpienia zdarzenia (P) i konsekwencji (dotkliwości) zdarzenia (K) określony zostaje poziom ryzyka dotyczącego bezpieczeństwa w matrycy oceny ryzyka (wg tabeli 3).

Dla wskazanych zagrożeń bezpieczeństwa definiowane są ryzyka wraz z określeniem oceny prawdopodobieństwa wystąpienia zdarzenia oraz konsekwencji zdarzenia. Następnym krokiem analizy ryzyka jest określenie działań zapobiegawczych lub korygujących oraz analiza ich skutków. Wskazanie osób odpowiedzialnych za realizację wskazanych działań a także termin ich wdrażania są kluczowe dla skutecznego wprowadzenia tych działań i osiągnięcia pożądanego stanu. Przedstawiona w tabeli 4 analiza ryzyka pokazuje skutki zawieszenia pracy poszczególnych służb lub ich obsady poniżej wskazanego minimum. Musi być ona oparta na aktualnej wiedzy technicznej

i operacyjnej, a także na aktualnych kryteriach bezpieczeństwa stosowanych przez zarządzającego danym lotniskiem, stąd nieprzekroczenie wartości krytycznych należy traktować jako główne kryterium utrzymania bezpieczeństwa na lotnisku na akceptowalnym poziomie.

Tabela 3

Matryca oceny ryzyka dotyczącego bezpieczeństwa

		Konsekwencje (dotkliwość) – *K*				
		Katastrofalna (A)	Niebezpieczna (B)	Poważna (C)	Niewielka (D)	Nieistotna (E)
Prawdopodobieństwo – *P*	Częste (5)	nieakceptowalne	nieakceptowalne	nieakceptowalne	tolerowane	tolerowane
	Sporadyczne (4)	nieakceptowalne	nieakceptowalne	tolerowane	tolerowane	tolerowane
	Dalekie (3)	nieakceptowalne	tolerowane	tolerowane	tolerowane	akceptowalne
	Nieprawdopodobne (2)	tolerowane	tolerowane	tolerowane	akceptowalne	akceptowalne
	Skrajnie nieprawdopodobne (1)	tolerowane	akceptowalne	akceptowalne	akceptowalne	akceptowalne

Ocena bezpieczeństwa obejmująca zakres możliwych zmian adaptacyjnych funkcjonowania lotniska w obszarze służb operacyjnych i obsługi technicznej w czasie obowiązywania stanu zagrożenia epidemicznego, powinna uwzględniać wszystkie strony (podmioty lotnicze) zaangażowane w realizację operacji lotniczych (służby żeglugi ruchu lotniczego, agenci obsługi naziemnej, służby lotniskowe). Dokument powinien zostać uzgodniony z przedstawicielami odpowiedzialnymi ze strony tych podmiotów za bezpieczeństwo w ramach współpracy na rzecz zapewnienia możliwie skoordynowanych i zrównoważonych działań. Sytuację zagrożenia epidemicznego można określić, jako kryzysową, w której niezbędne jest bieżące reagowanie. Wymaga jakościowego podejmowania decyzji z wykorzystaniem podejścia do zarządzania w oparciu o wyniki analiz ryzyk w zakresie bezpieczeństwa.

Odpowiedzi na pytania o dostępność personelu, utrzymanie uprawnień w obliczu długiego okresu trwania epidemii, zasobów, o dostępne konsekwencje wprowadzania alternatywnych sposobów w systemie zarządzania lotniskiem, ograniczenia zaangażowania personelu lotniska (tryb pracy zdalnej) oraz wpływu jaki będą miały opóźnienia w podejmowaniu tych decyzji na bezpieczeństwo na lotnisku stanowią meritum utrzymania zdolności operacyjnej portów lotniczych w sytuacji zagrożenia epidemicznego.

Tabela 4

Analiza ryzyka utrzymania zdolności operacyjnej portu lotniczego w sytuacji zagrożenia epidemicznego

ANALIZA RYZYKA						OKREŚLENIE oraz ANALIZA SKUTKÓW REALIZACJI DZIAŁAŃ ZAPOBIEGAWCZYCH lub KORYGUJĄCYCH					
L.p.	ZAGROŻENIE	RYZYKO	P	K	WYNIK	DZIAŁANIA ZAPOBIEGAWCZE lub KORYGUJĄCE	TERMIN	ODPOWIE-DZIALNY	P	K	WYNIK
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
1.	Niewystarczająca dostępność lub brak personelu w dziale służby dyżurnej	1. Nieskuteczny nadzór nad utrzymaniem sprawności operacyjnej lotniska 2. Znaczna redukcja bezpieczeństwa ruchu statków powietrznych w obrębie płyt postojowych 3. Niedostępność aktualnej informacji o warunkach operacyjnych 4. Brak osoby odpowiedzialnej za koordynację akcji ratowniczych 5. Brak koordynacji z innymi organizacjami świadczącymi usługi na lotnisku	5	B	NIEAKCEPTOWALNE	Określenie konkretnej minimalnej obsady zmianowej (konkretnej liczby osób)	1 – na bieżąco	Wskazanie osoby odpowiedzialnej	3	B	TOLEROWANE
2.	Niewystarczająca dostępność lub brak personelu lotniskowej służby ratowniczo - gaśniczej	1. Brak zabezpieczenia ratowniczo-gaśniczego operacji lotniczych i obiektów 2. Brak sił i środków do prowadzenia interwencji w sytuacji zagrożenia	5	B	NIEAKCEPTOWALNE	Określenie konkretnej minimalnej obsady zmianowej (konkretnej liczby osób) adekwatnie do przyjętej kategorii lotniska w zakresie ochrony przeciwpożarowej (ICAO CAT.)	1 – na bieżąco	Wskazanie osoby odpowiedzialnej	3	B	TOLEROWANE
3.	Niewystarczająca dostępność lub brak personelu służby ratownictwa medycznego	1. Brak możliwości udzielenia pomocy medycznej osobom przebywającym na terenie lotniska 2. Brak koordynacji działań Zarządzającego lotniskiem w zakresie ratownictwa medycznego	5	B	NIEAKCEPTOWALNE	Określenie konkretnej minimalnej obsady zmianowej (konkretnej liczby osób)	1 – na bieżąco	Wskazanie osoby odpowiedzialnej	3	B	TOLEROWANE
4.	Niewystarczająca dostępność lub brak personelu w dziale energetycznym	1. Brak prowadzenia monitoringu systemu energetycznego 2. Niedostępność świetlnych i radiowych pomocy nawigacyjnych, AWOS 3. Brak zasilania obiektów w energię elektryczną 4. Utrata łączności naziemnej	5	B	NIEAKCEPTOWALNE	Określenie konkretnej minimalnej obsady zmianowej (konkretnej liczby osób)	1 – na bieżąco	Wskazanie osoby odpowiedzialnej	3	B	TOLEROWANE

Tabela 4 cd.

Analiza ryzyka utrzymania zdolności operacyjnej portu lotniczego w sytuacji zagrożenia epidemicznego

ANALIZA RYZYKA						OKREŚLENIE oraz ANALIZA SKUTKÓW REALIZACJI DZIAŁAŃ ZAPOBIEGAWCZYCH lub KORYGUJĄCYCH						
Lp.	ZAGROŻENIE	RYZYKO	P	K	WYNIK	DZIAŁANIA ZAPOBIEGAWCZE lub KORYGUJĄCE	TERMIN	ODPOWIE-DZIALNY	P	K	WYNIK
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
5.	Niewystarczająca dostępność lub brak personelu w dziale eksploatacji lotniska	1. Brak powiadomienia monitorującego i czynności utrzymania nawierzchni lotniskowych i infrastruktury technicznej (systemy odwodnienia, oświetlenia, przeciwpożarowa ochrona)	5	C	WYSOKI STOPIEŃ RYZYKA	Określenie konkretnej minimalnej obsady zmianowej (konkretnej liczby osób)	1 – na bieżąco	Wskazanie osoby odpowiedzialnej	5	C	TOLEROWANE
6.	Niewystarczająca dostępność lub brak personelu w dziale transportu i obsługi maszyn	1. Brak operatorów maszyn utrzymania nawierzchni lotniskowych 2. Brak możliwości realizacji transportu zewnętrznego (np. odbiór i dostawa przesyłki) 3. Brak kierowcy karetki	5	C	WYSOKI STOPIEŃ RYZYKA	Utrzymanie minimalnej obsady zmianowej, z możliwością zwiększenia obsady w przypadku wystąpienia awarii pojazdów lub sprzętu niezbędnych do utrzymania gotowości operacyjnej lotniska	1 – na bieżąco	Wskazanie osoby odpowiedzialnej	5	C	TOLEROWANE
7.	Niewystarczająca dostępność lub brak personelu w dziale teleinformatyki	1. Brak łączności operacyjnej w systemie TETRA 2. Brak łączności telefonicznej 3. Ograniczona dostępność infrastruktury serwerowej potrzebnej zasilano do pracy wszystkich służb na terenie lotniska, ale również i do pracy zdalnej pracowników	5	C	WYSOKI STOPIEŃ RYZYKA	Określenie konkretnej minimalnej obsady zmianowej (konkretnej liczby osób)	1 – na bieżąco	Wskazanie osoby odpowiedzialnej	3	C	TOLEROWANE
8.	Niewystarczająca dostępność lub brak personelu działu teleinformatyki	4. Brak łączności operacyjnej w systemie tetra 5. Brak łączności telefonicznej 6. Ograniczona dostępność infrastruktury serwerowej potrzebnej zasilano do pracy wszystkich służb na terenie lotniska, ale również i do pracy zdalnej pracowników	5	C	Nieakceptowalne	Określenie konkretnej minimalnej obsady zmianowej (konkretnej liczby osób)	1 – na bieżąco	Wskazanie osoby odpowiedzialnej	3	C	Tolerowane

LITERATURA

1. Aviation recovery – Importance of a coordinated approach Brussels 27 April 2020, https://www.eurocontrol.int/sites/default/files/2020-04/eurocontrol-aviation-recovery-factsheet-27042020.pdf.
2. COVID-19 impact and solutions on airport operations: The complete guide - July 2020, https://www.internationalairportreview.com/wp-content/uploads/CopOpt_WhitePaper-Covid-19-The-complete-guide.pdf.
3. Doc 10144 ICAO Handbook for CAAs on the Management of Aviation Safety Risks related to COVID-19 First Edition, May 2020.
4. Podręcznik Zarządzania Bezpieczeństwem (SMM) Załącznik do wytycznych Nr 11 Prezesa Urzędu Lotnictwa Cywilnego z dnia 24 listopada 2015 r.
5. Resolutions adopted by the assembly provisional edition. October 2019.
6. Rozporządzenie Komisji (UE) Nr 139/2014 z dnia 12 lutego 2014 r. ustanawiające wymagania oraz procedury administracyjne dotyczące lotnisk zgodnie z rozporządzeniem Parlamentu Europejskiego i Rady (WE) nr 216/2008, Dz.U. L 44 z 14.2.2014, s. 1.
7. Rozporządzenie Rady Ministrów z dnia 4 czerwca 2020 r. w sprawie lotnisk użytku publicznego, na których należy zapewnić utrzymanie minimalnej gotowości operacyjnej, Dz.U.20.1035.
8. Safety Information Bulletin Airworthiness – Operations – Aerodromes https://ad.easa.europa.eu/sib-docs/page-2/
9. Ustawa z dnia 2 marca 2020 r. o szczególnych rozwiązaniach związanych z zapobieganiem, przeciwdziałaniem i zwalczaniem COVID-19, innych chorób zakaźnych oraz wywołanych nimi sytuacji kryzysowych, Dz.U. 2020 poz. 374.
10. Wpływ COVID-19 na europejską sieć ruchu lotniczego https://www.eurocontrol.int/covid19#response-to-covid-19.

MAINTAINING THE OPERATIONAL CAPACITY OF AIRPORTS IN AN EPIDEMIC EMERGENCY, RISK ANALYSIS AS AN ESSENTIAL SAFETY ELEMENT

Abstract

The ability to operate and maintain air connections (especially international ones) by airports depends mainly on the changing epidemic situation in the region, the area of operation and the decisions of state authorities made in response to the epidemic. The dynamics of the pandemic phenomenon confirmed the necessity to take reactive actions and to develop predictive actions for the time of returning to the implementation of scheduled connections. The threat affects not only passengers but also all employees, in particular personnel directly involved in the implementation of air connections. An indispensable element of the process of functioning and maintaining the implementation of air connections is the ongoing risk analysis and taking actions developed on its basis

Keywords: risk analysis, pandemic, airport, operational capacity

Jan DZIEDZIC*

SIŁY ZBROJNE – ORGANIZACJA PROCESOWA

Artykuł stanowi inspirację do dyskusji na temat możliwości i zakresu rozpatrywania sił zbrojnych, jako organizacji procesowej, a tym samym poszukiwania możliwości optymalizacji ich funkcjonowania. Wskazano na istotę procesu charakterystycznego dla sił zbrojnych oraz scharakteryzowano kluczowe elementy umożliwiające kompleksowe zarządzanie procesami funkcjonującymi w siłach zbrojnych. W podsumowaniu wskazano na uwarunkowania i obszary możliwej implementacji procesowego podejścia do funkcjonowania sił zbrojnych oraz sformułowano wnioski końcowe.

Słowa kluczowe: siły zbrojne, organizacja, zarządzanie

1. WPROWADZENIE

Doskonalenie organizacji, jaką są siły zbrojne, poprzez wykorzystanie dostępnych narzędzi procesowego ich kształtowania i doskonalenia ich funkcjonowania pozostaje ciągle zagadnieniem istotnym. Ma ono znaczenie zarówno dla efektywnego projektowania procesów, zapewnienia właściwej interakcji między nimi oraz wykorzystania narzędzi pozwalających na usprawnienia w zarzadzaniu tymi procesami, w tym informatycznymi.

Podejmowane w tym zakresie działania poprzez zidentyfikowanie, zsynchronizowanie i zoptymalizowanie procesów powinny zapewnić oczekiwaną dostępność sił, efektywność wykorzystania zasobów (osobowych i rzeczowych) oraz usprawnić proces kierowania organizacją rozległą, jaką tworzą siły zbrojne. Prawidłowa organizacja procesów w siłach zbrojnych, podobnie jak i w wielu organizacjach, zapewnia osiąganie zakładanych rezultatów i wpływa na możliwość skutecznego i efektywnego ich rozwoju.

* Ekspert ds. logistyki i zarządzania organizacją.

2. ISTOTA I ZNACZENIE PROCESU W DZIAŁALNOŚCI SIŁ ZBROJNYCH

Dostępna literatura przedmiotu [Porter 2010, Hammer i Champy 1996, Rummler i Brache 2000]], w tym Polska Norma (PN-EN ISO 9000: 2015-10) charakteryzują, a następnie definiują proces jako zestaw działań najczęściej realizowanych w sekwencji, które zmierzają do wytworzenia produktu lub usługi o określonym i akceptowanym przez klienta poziomie wartości. W większości definicje wskazują na operacyjny aspekt procesu, jako sekwencji działań wykonywanych w celu wytworzenia określonej, oczekiwanej przez klienta wartości. Znaleźć można także definicje wskazujące na istotną rolę procesów w kontekście przyjętych przez organizację założeń strategicznych [Skrzypek i Hoffman 2010]. Analiza przytoczonej terminologii pozwala na sformułowanie specyficznej charakterystyki procesu, która odnosiłaby się do organizacji, jaka są siły zbrojne. **Tak więc proces charakterystyczny dla sił zbrojnych jest procesem, którego celem jest osiągnięcie zdolności operacyjnych, a tym samym ich dostępności określonych w dokumentach strategicznych dotyczących bezpieczeństwa państwa [Strategia bezpieczeństwa …2017], zapewniając wypełnienie ustanowionych dla sił zbrojnych zadań. Jest on zbiorem sekwencyjnych, synergicznych, powiązanych relacjami przyczynowo-skutkowymi, działań w ramach wyodrębnionych systemów funkcjonalnych sił zbrojnych realizowanych w otoczeniu narodowym, sojuszniczym i koalicyjnym z wykorzystaniem zasobów państwa a także dostępnych zasobów sojuszy i koalicji.**

Warto zwrócić uwagę na cechy procesu, tj. ich hierarchiczność (czynności, działania, podprocesy i systemy), organizacyjne uporządkowanie działań (określone sekwencje, metody), orientacja na klienta czy świadomość uczestników procesu. Należy również podkreślić również fakt, że proces nie funkcjonuje sam, ale w szerszym środowisku, którym jest system procesów organizacji.

Takie cechy można dostrzec także w organizacji i funkcjonowaniu sił zbrojnych zarówno, jeśli chodzi o:

- określone cele – zapewnienie niepodległości i niepodzielności terytorialnej oraz zapewnienie bezpieczeństwa i nienaruszalności granic;
- hierarchiczność – w odniesieniu do poziomów dowodzenia (strategiczny, operacyjny i taktyczny), rodzajów wojsk (wojska lądowe, siły powietrzne, marynarka wojenna, wojska specjalne czy wojska obrony terytorialnej), funkcjonalności (dowodzenie, rozpoznanie, rażenie, przetrwanie i ochrona, logistyka, szkolenie, uzupełnienie i mobilizacja);
- uporządkowanie działań (ustalone wewnętrzne procedury: prawo powszechne, dokumenty normalizacyjne i doktrynalne);
- środowisko procesowe, wewnętrzne (urząd MON, siły zbrojne, jednostki organizacyjne podległe i nadzorowane przez MON) i zewnętrzne (centralne organy władzy

i administracji państwowej, szczególnie urząd Prezydenta RP, Prezesa Rady Ministrów, Sejm i Senat RP, organizacje pozarządowe, przemysł i podmioty gospodarcze, NATO, UE, inne państwa);

- orientacja na społeczeństwo i państwo, jako podmiot celu funkcjonowania sił zbrojnych.

Uprawniona zatem jest teza, że siły zbrojne spełniają kryteria wymagane od systemu procesów organizacji. Dla funkcjonowania organizacji jako całości niezbędne jest zatem zapewnienie synchronizacji funkcjonowania procesów, co jest wymagane w celu zapewnienia skuteczności i efektywności osiągania celów. Zazwyczaj jest to realizowane poprzez zarządzanie procesami w organizacji. Istota zarządzania procesami sprowadza się do takiej aktywności osób (szefów, dowódców, kierowników, organizatorów systemów funkcjonalnych, itp.) sił zbrojnych, na którą składają się działania związane z planowaniem, organizowaniem, motywowaniem i kontrolowaniem. Jest więc ono działalnością, w ramach której następuje sterowanie zasobami oraz procesami sił zbrojnych, w celu ich wykorzystania w sposób jak najbardziej zasadny, celowy i ekonomiczny.

Z tej perspektywy na uwagę zasługuje także znaczenie podejścia procesowego i organizacji procesowej w siłach zbrojnych. W odniesieniu do pierwszego, świadomość funkcjonowania sił zbrojnych jako system, w tym świadomość istnienia wzajemnych relacji i współzależności stwarza, poprzez procesowe podejście, możliwość dynamizacji systemu organizacyjnego. Drugie z wymienionych – pojęcie organizacji procesowej wiąże się z rozumieniem znaczenia integracji organizacji wokół procesów a nie zadań, co ma szczególne znaczenie wewnątrz organizacji. Taka charakterystyka procesu, organizacji procesowej i podejścia procesowego może być atrakcyjną alternatywą dla dotychczas stosowanych metod organizowania działania zespołowego w siłach zbrojnych.

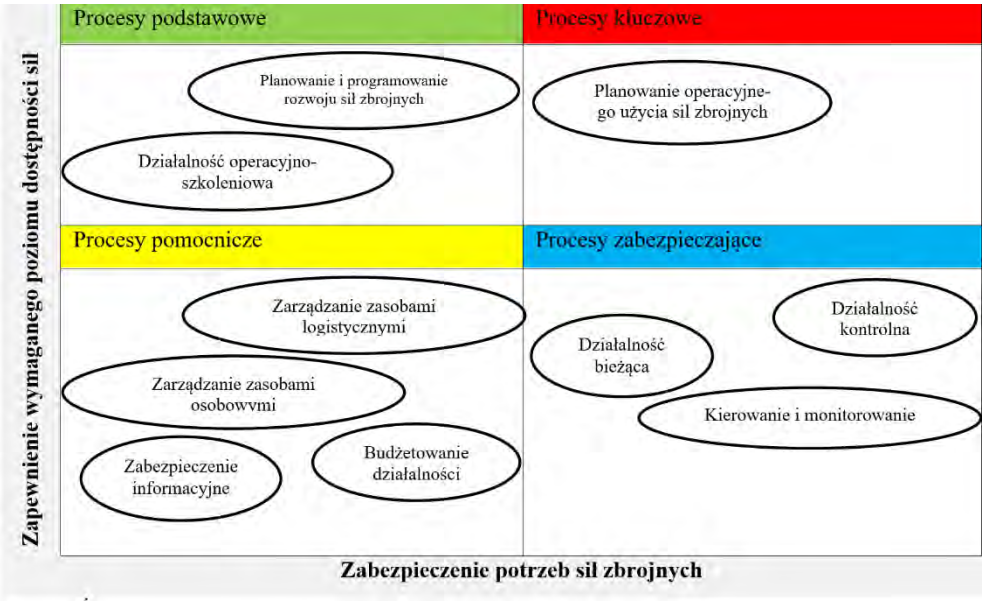
3. IDENTYFIKOWANIE PROCESÓW REALIZOWANYCH W SIŁACH ZBROJNYCH

Analiza znaczenia pojęcia procesu, szczególnie dotycząca wspólnego rezultatu grupy działań wskazuje na rzeczywiste istnienie mechanizmu, który nawet nie będąc zauważanym, funkcjonuje w realnej działalności organizacji. De facto, wspomniane ciągi działań stanowią procesy, które dla sprawności zarządzania wymagają ich nazwania (zidentyfikowania), a następnie skorelowania w ramach organizacji powodując możliwość uzyskania wartości dodanej, zgodnie z oczekiwaniami. Identyfikowanie procesów wymaga sekwencji działań polegających na określeniu: zasad wyodrębniania kryteriów rodzajów i granic procesów, zbioru procesów według przyjętych kryteriów, map procesów w celu ich dokumentacji i utrwalenia przez formalizację [Grajewski 2018]. Z punktu widzenia zarządzania rozległą organizacją, jaką są siły zbrojne,

najpełniejsze wykorzystanie ma podział na procesy: podstawowe, pomocnicze i zarządzania. Należy przy tym podkreślić wyodrębnienie procesów zarządzania, które są istotne z punktu widzenia diagnozowania, oceny i wprowadzania korekty w ustalonej organizacji procesowej dotyczącej szczególnie efektywności działań realizowanych w procesach podstawowych i pomocniczych, stosownie do misji, strategii i zasad działania sił zbrojnych. Konsekwencją identyfikacji procesów i następnym krokiem jest ich modelowanie, a następnie mapowanie. W wyniku tych działań uzyskuje się projekt struktury procesów oraz wizualizację przepływu informacyjnego, jak i materialnego od zdefiniowania wymagań do osiągnięcia konkretnych, wymaganych zdolności operacyjnych oraz dostępności sił.

Projektowanie i ustalanie procesów dotyczących sił zbrojnych jest wynikiem cyklicznie prowadzonych Strategicznych Przeglądów Obronnych [Strategiczny przegląd … 2016]. W trakcie każdego z dotychczas prowadzonych przeglądów analizowane były zarówno procesy jak i ich powiązania, a także ich synchronizacja z procesami przebiegającymi w tzw. otoczeniu systemowym krajowym i międzynarodowym. Rekomendacje dotyczące zasadniczych procesów przebiegających w resorcie obrony narodowej, w tym w siłach zbrojnych materializowane są ostatecznie w aktach prawnych rangi ustawowej. Mają one charakter zakresów zadań formułowanych w szczególności strategicznemu organowi dowodzenia – SG WP. Ich analiza pod kątem spełnienia wymagań procesowych wskazuje, iż większość z nich należy zaliczyć do grupy megaprocesów.

Przyjęta systematyka procesów, w wyniku której wyodrębnia się grupy procesów: podstawowych (zasadniczych), pomocniczych i zarządczych umożliwia grupowanie zadań w trzy wymienione grupy. Przeprowadzona analiza wykazuje, że część z nich można pogrupować i przypisać megaprocesom: planowania i programowania rozwoju sił zbrojnych, planowania mobilizacyjnego i operacyjnego rozwinięcia siła zbrojnych oraz ich użycia, gotowości bojowej i mobilizacyjnej, działalności operacyjno-szkoleniowej, budżetowania działalności i zarządzania zasobami logistycznymi. Pominięcie problematyki zarządzania zasobami osobowymi i działalności kontrolnej oraz monitorowania poziomu realizacji zadań w wydanych, cytowanych aktach prawnych, wynika w części z przypisania ich kierownictwu resortu (działalność kadrowa) czy uregulowania problematyki w innych aktach prawnych (działalność kontrolna). Ocenia się, że z procesowego punktu widzenia zarówno zarządzanie zasobami osobowymi, jak również działalność kontrolna powinna być domeną, lub być realizowana z udziałem właścicieli procesów – organizatorów systemów funkcjonalnych ulokowanych w strategicznym organie kierowania – SG WP. Wskazane mankamenty uzasadniają tezę o ograniczonym lub braku projektowania rozwiązań kompetencyjno-organizacyjnych z wykorzystaniem narzędzi procesowych. Brak czytelnie ustalonych i jednoznacznie rozumianych procesów, szczególnie podstawowych, wpływa również na przebieg procesów pomocniczych i zarządczych decydując o zabezpieczeniu potrzeb sił zbrojnych, a tym samym wpływając na poziom dostępności sił zgodnie z ich głównym przeznaczeniem.



Rys. 1. Układ procesów i ich wpływ na poziom dostępności sił i przygotowanie sił zbrojnych wyrażone poziomem zabezpieczeniem potrzeb [źródło: opracowanie własne]

Wspomniane wyżej punkty odniesienia, tj. potrzeby sił zbrojnych, jak również poziom dostępności sił nie są sobie przeciwstawne, lecz warunkują się wzajemnie. Wskazują one obszary oddziaływania poszczególnych procesów na najważniejsze obszary funkcjonowania sił zbrojnych. Tym samym na ich podstawie łatwiejsze będzie lokowanie poszczególnych procesów w ramach sił zbrojnych lub poza nimi (resort obrony narodowej, agendy państwowe, organizacje sojusznicze i formaty wynikające ze współpracy dwu- i wielostronnej).

Na rys. 1 przedstawiono proponowany układ procesów i ich wpływ na poziom dostępności sił i przygotowanie sił zbrojnych wyrażone poziomem zabezpieczenia potrzeb.

4. OKREŚLANIE WŁAŚCICIELA PROCESU W SIŁACH ZBROJNYCH

Kluczowa rola przypisywana właścicielowi procesu wynika z jego odpowiedzialności za właściwe funkcjonowanie procesu i jego reprezentowanie na forum organizacji – sił zbrojnych. Tak wskazana rola wiąże się z zapewnieniem zasobów niezbędnych do prawidłowego jego funkcjonowania, ale co równie ważne, edukowaniem i szkoleniem wszystkich uczestników procesu. Dysponuje on grupą realizatorów pro-

cesu, delegowanymi zasobami oraz współpracuje z właścicielami pozostałych procesów funkcjonujących w organizacji – siłach zbrojnych. Zasadnicze zadania właściciela procesu obejmują:

- formułowanie celu procesu, określanie planu jego rozwoju oraz definiowanie niezbędnych zasobów;
- monitorowanie rezultatów procesu oraz stopnia osiągania postawionych przed nim celów;
- definiowanie kierunków oraz sposobów usprawniania zarządzanego procesu;
- określanie poziomu spełniania oczekiwań wewnątrz organizacji;
- w przypadku złożonych procesów przewodniczenie pracom zespołu procesowego, którego zadaniem jest usprawnienie procesu;
- rozwiązywanie problemów powstających w „białych plamach", a więc na styku między jednostkami (komórkami) organizacyjnymi zaangażowanymi w proces.

Z tej perspektywy niezwykle ważne, w siłach zbrojnych traktowanych jako organizacja procesowa, jest nadanie uprawnień i przypisanie odpowiedzialności właścicielom procesów oraz co równie ważne kształtowanie odpowiedniej kultury organizacyjnej.

Problematyka określania właścicieli procesów w siłach zbrojnych jest wynikiem zmian dotyczących planowania i programowania rozwoju sił zbrojnych wynikającego z przyjętych podczas 16 Szczytu NATO ustaleń w obszarze rozwoju zdolności operacyjnych. Zmiana dotychczasowego podejścia zastępowania, rozumianego jako idea zastępowania starszej wersji sprzętu / systemu uzbrojenia wersją nowocześniejszą została skierowana na myślenie kategoriami zdolności [Banasik 2013].

Ocena efektywności procesu programowania rozwoju sił zbrojnych w oparciu o rozwój zdolności operacyjnych zarówno w ocenie specjalistów narodowych, jak również z NATO i UE wskazuje, że podejście „zdolnościowe" jest wysoce efektywne, szczególnie w odniesieniu do kompleksowości programowania wszystkich elementów składowych zdolności operacyjnych, synchronizacji i harmonizacji podejmowanych działań, osiągnięcie właściwego poziomu interoperacyjności (procedury), kompatybilności (sprzęt), skrócenia czasu osiąga-nia zdolności operacyjnych i zachowania właściwych relacji koszt – efekt [Gocuł 2016]. Tym samym realizowane procesy programowania rozwoju sił zbrojnych powinny spełniać wymagania narodowe, jak również być zsynchronizowane w ramach procedur sojuszniczych.

Synchronizacja działań narodowych i sojuszniczych wymaga podjęcia działań ze strony organu strategicznego zarządzającego rozwojem zdolności operacyjnych – SG WP, zarówno na poziomie strategicznym – jako organ planistyczny, jak również operacyjnym – jako organ wykonawczy. Oprócz właściwych struktur konieczne jest zbudowanie więzi funkcjonalnych z Dowództwami Strategicznymi Sojuszu i strukturami wykonawczymi w dowództwach rodzajów sił zbrojnych. Główną rolę w tym procesie odgrywają Organizatorzy Systemów Funkcjonalnych sił zbrojnych. Przyjęcie koncepcji i jej wdrożenie było bez wątpienia przełomowym momentem w obszarze tworzenia instrumentów kompetencji oraz odpowiedzialności organu planistycznego.

W ten sposób uzyskano efekt synergii podejmowanych działań na rzecz rozwoju zdolności operacyjnych sił zbrojnych w wymiarze narodowym oraz w ramach planowania obronnego NATO i rozwoju zdolności obron-nych Unii Europejskiej.

Tabela 1

Architektura podsystemów w ramach ustanowionych systemów funkcjonalnych sił zbrojnych [źródło: opracowanie własne]

System Funkcjonalny Sił Zbrojnych	Organizator Systemu Funkcjonalnego	Architektura Systemu Funkcjonalnego, nazwa podsystemów
System wsparcia dowodzenia	Szef Zarządu Planowania Systemów Dowodzenia i Łączności – P6	Organizacji dowodzenia
		Infrastruktury teleinformatycznej
		Bezpieczeństwa teleinformatycznego
		Identyfikacji bojowej i monitorowania położenia wojsk
		Usług teleinformatycznych
		Wsparcia teleinformatycznego
System rozpoznania	Szef Zarządu Analiz Wywiadowczych i Rozpoznawczych – P2	Rozpoznania ogólnowojskowego
		Rozpoznania obrazowego
		Walki radioelektronicznej
		Zabezpieczenia geograficznego i nawigacyjno-hydrograficznego
		Zabezpieczenia meteorologiczno-oceanograficznego
		Rozpoznania rodzajów wojsk
System rażenia	Szef Zarządu Planowania Operacyjnego i szkolenia – P3/P7	Rażenia ogniowego
		Rażenia minowego
System przetrwania i ochrony	Szef Zarządu Planowania Operacyjnego i szkolenia – P3/P7	Bezpieczeństwa
		Wsparcia inżynieryjnego
		Obrony przeciwlotniczej
		Obrony przed bronią masowego rażenia
System logistyki	Szef Zarządu Logistyki – P4	Kierowania
		Materiałowy
		Techniczny
		Transportu i ruchu wojsk
		Infrastruktury wojskowej
		Medyczny
		Obszar wsparcia przez państwo gospodarza – HNS
		Obszar programu mobilizacji gospodarki – PMG
System mobilizacji i uzupełnień	Szef Zarządu Organizacji i uzupełnień – P1	Organizacji sił zbrojnych
		Uzupełnienia wojsk w czasie pokoju
		Mobilizacji i zarządzania zasobami
		Uzupełnienia wojsk w czasie wojny
		Administracji i ewidencji wojskowej
System szkolenia	Szef Zarządu Planowania Operacyjnego i szkolenia – P3/P7	Kształcenia zawodowego
		Szkolenia dowództw i sztabów
		Szkolenia wojsk
		Koordynacji szkleniа i ćwiczeń realizowanych w układzie międzynarodowym
		Wykorzystania doświadczeń
		Zabezpieczenia procesu szkolenia

Z procesowego punktu widzenia ustanowiono więc właścicieli procesów realizowanych w odniesieniu do poszczególnych składowych zdolności operacyjnych. W efekcie podjętych działań przyjęto architekturę podsystemów wraz z przypisaniem organizatora do każdego systemu, którą przedstawiono w tabeli 1.

Tak przyjęta architektura organizatorów systemów funkcjonalnych – właścicieli procesów, stanowiła podstawę wskazania sześciu kluczowych obszarów zdolności operacyjnych. Należą do nich: zdolność do dowodzenia, rażenia, przerzutu i mobilności, zabezpieczenia logistycznego działań oraz przetrwania i ochrony wojsk.

Jednocześnie ustalono kompetencje organizatorów systemów funkcjonalnych wynikających z obowiązków odpowiedzialnego za zarządzanie procesami. Najważniejsze z nich dotyczą:

- odpowiedzialności za programowanie rozwoju zdolności operacyjnych w ramach właściwego systemu funkcjonalnego;
- ustalania zasad utrzymania oraz rozwoju systemu funkcjonalnego w perspektywie wieloletniej, ustalenie zarządzających poszczególnymi podsystemami obszarami oraz struktury zarządzającej umożliwiającej sprawne kierowanie rozwojem zdolności zhierarchizowanych w katalogu zdolności sił zbrojnych;
- sprawowania systemowego oraz funkcjonalnego nadzoru w obszarze osiągania, utrzymania i rozwoju poszczególnych zdolności operacyjnych w czasie pokoju, kryzysu i wojny, w tym odnoszącego się do zadań realizowanych przez zarządzających podsystemami i obszarami danego systemu funkcjonalnego, w szczególności ukierunkowanych na implementacje: zarządzanego systemu funkcjonalnego, programów operacyjnych, Celów NATO dla RP oraz Wojennego Systemu Dowodzenia;
- koordynowania współpracy, w obszarze odpowiedzialności właściwego systemu funkcjonalnego, pomiędzy pozostałymi organizatorami systemów funkcjonalnych oraz dyrektorami programów operacyjnych a także gestorami sprzętu wojskowego i centralnymi organami logistycznymi, w tym dotyczących zdolności rozwijanych w ramach międzynarodowych inicjatyw rozwoju zdolności oraz zobowiązań wynikających z członkostwa w Organizacji Traktatu Północnoatlantyckiego (NATO) i Unii Europejskiej (UE);
- przeglądu i uaktualnianie Katalogu zdolności sił zbrojnych z uwzględnieniem hierarchizacji (także w odniesieniu do centralnych planów rzeczowych), identyfikacji modułów bojowych, ustalania zdolności rozwijanych, pozyskiwanych, utrzymywanych lub zaniechanych do pozyskania w okresie planistycznym, w tym posiadanych w nadmiarze;
- zarządzania ryzykiem w procesie pozyskania i utrzymania zdolności, ustalanie celów i mierników oraz ich wartości bazowych i docelowych w ramach budżetu zadaniowego;
- opracowywanie wymagań operacyjnych, przygotowanie podstaw formalnoprawnych do uruchomienia programów operacyjnych oraz nadzorowanie ich wdrażania, a także wnioskowanie o wprowadzanie korekt w zakresie wynikającym z oceny stopnia implementacji.

Przedstawione powyżej podejście do planowania i programowania rozwoju sił zbrojnych wynikające z narodowych i sojuszniczych uregulowań w oparciu o rozwój

zdolności operacyjnych, a szczególnie ustanowienie Organizatorów Systemów Funkcjonalnych stanowiło przełom w realizacji zadań dotyczących fundamentalnego dla sił zbrojnych procesu.

Organizatorzy Systemów Funkcjonalnych realizujący de facto zadania właścicieli procesów, adekwatnie do ich specyfiki, mając kompetencje do kształtowania i synchronizacji, ulokowani w strukturach strategicznego organu planistycznego – SG WP odpowiadają za osiąganie wymaganego poziomu dostępności sił zbrojnych, wypełniając jednocześnie cele wynikające z ich misji i zadań jak właściciele powierzonych im procesów.

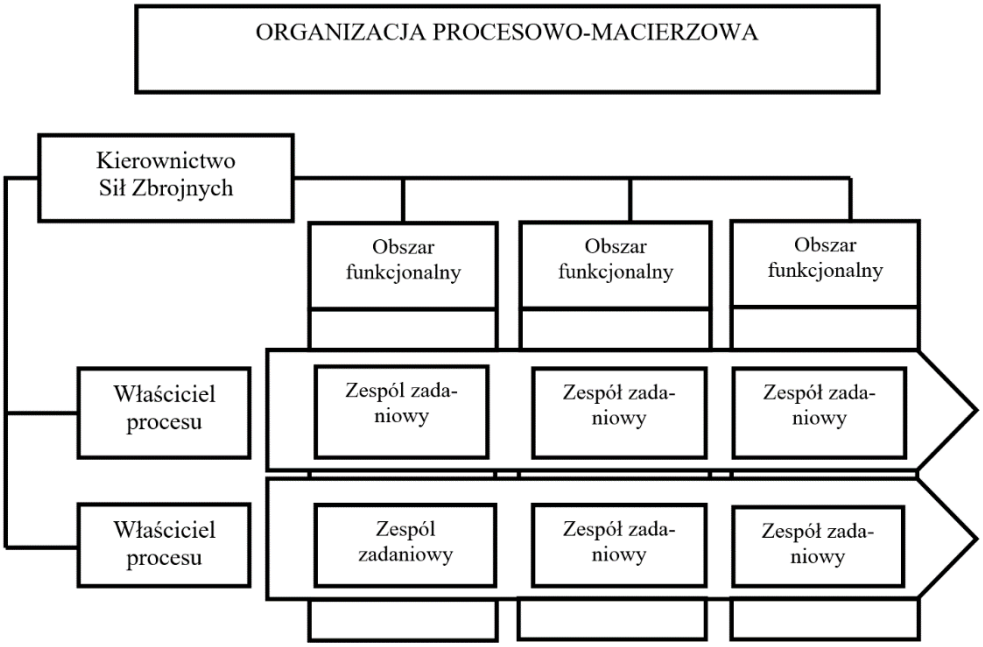
5. PODSUMOWANIE I WNIOSKI

Przedstawione rozważania dotyczące: charakterystyki procesu typowego dla sił zbrojnych, identyfikacji procesów funkcjonujących w siłach zbrojnych oraz kompetencji właścicieli procesów – organizatorów systemów funkcjonalnych upoważniają do traktowania tej organizacji jako organizacji procesowej. Możliwe jest zatem doskonalenie funkcjonowania sił zbrojnych wykorzystując narzędzia zarządzania procesowego. Należy sądzić, że poprawa efektywności rozumianej jako osiągnięcie zakładanego dostępności sił może nastąpić w wyniku procesowego rozpatrzenie ich funkcjonowania. Ustalone na tej podstawie kompetencje i przyjęta struktura organizacyjna z jednej strony racjonalizuje działanie (optymalne wykorzystanie zasobów osobowych, jednoznaczne przebiegi procesów), a z drugiej umożliwia wdrożenie rozwiązań informacyjnych usprawniających procesy i prowadzących do dysponowania zobiektywizowaną informacją w czasie zbliżonym do rzeczywistego (przewaga informacyjna).

1. W przedstawionej strukturze procesów kluczowe miejsce zajmuje proces planowania operacyjnego użycia sił zbrojnych. Jest on bowiem generatorem potrzeb dotyczących rozwoju sił zbrojnych i zadań szkoleniowych. Tak ustalone zadania w następnej kolejności określają wymagania, które powinny być osiągane przez procesy wspierające / pomocnicze. Działalność tak zaprojektowanej organizacji procesowej jest monitorowana poprzez działania ustalone dla procesów zarządczych, dostarczając informacji o poziomie i jakości osiągania ustalonych celów.
2. Przyjęcie zaproponowanej struktury procesów umożliwia także wskazanie ich właścicieli. Przeprowadzone analizy wskazują na ich ustalenie i właściwe usytuowanie z strukturze dowodzenia, tj. w strukturze strategicznego organu planowania – SG WP. Problemem pozostaje zakres posiadanych kompetencji i zrozumienie ich roli zarówno wewnątrz, jak i na zewnątrz organizacji, co zależy w dużej mierze od tzw. kultury organizacji.
3. Niezbędne wydaje się także zapewnienie szkolenia w ramach kształcenia i doskonalenia zawodowego personelu sił zbrojnych obejmującego problematykę

funkcjonowania procesowego organizowania sił zbrojnych. Powinni nim być objęte zarówno osoby zarządzające jak również uczestnicy procesów ze wszystkich poziomów struktury kierowania siłami zbrojnymi.

Przedstawione wnioski, wynikające z analizy obowiązujących w siłach zbrojnych uregulowań, oraz wyników analizy literatury przedmiotu skłaniają do określenia aktualnej organizacji sił zbrojnych jako organizacji będącej w fazie procesowo-macierzowej procesowych ewolucji strukturalnych. Istnieje zatem możliwość podjęcia działań dotyczących pełnej transformacji do w pełni procesowej organizacji.



Rys. 2. Organizacja procesowo-macierzowa sił zbrojnych

LITERATURA

1. Porter M., 2012, Competitive Advantage, Warszawa. s. 12.
2. Hammer M., Champy J., 1996, Reenginerirng w przedsiębiorstwie, Neumann Management Institute, Warszawa
3. Rummler G., Brache A., 2000, Podnoszenie efektywności w organizacji, Wydawnictwo PWE, Warszawa.
4. Skrzypek E., 2002, Jakość i efektywność, Wydawnictwo UMCS, Lublin.
5. Skrzypek E., Hofman M., 2010, Zarządzanie procesami w przedsiębiorstwie. Identyfikowanie, pomiar, usprawnia-nie, Oficyna Wolters Kluwer business, Warszawa.
6. Grajewski P., 2007, Organizacja procesowa, Polskie Wydawnictwo Ekonomiczne, Warszawa.

7. Grajewski P., 2018, Procesowe zarządzanie organizacją, Polskie Wydawnictwo Ekonomiczne, Warszawa.
8. Banasik M., 2013, Tendencje w planowaniu rozwoju sił zbrojnych, Kwartalnik Bellona 1/2013, str. 142
9. Gocuł M., 2016, Wpływ zarządzania zdolnościami operacyjnymi na rozwój Sił Zbrojnych RP, AON, Warszawa.
10. PN-EN ISO 9000: 2015-10, systemy zarządzania jakością. Podstawy i terminologia, https://wiedza.pkn.pl.
11. Ustawa z dnia 14 grudnia 1995r.o urzędzie Ministra Obrony Narodowej, (Dz.U. z 1995 r. poz. 56), ustawa z dnia 21 czerwca 2013r. o zmianie ustawy o urzędzie Ministra brony Narodowej oraz niektórych innych ustaw (Dz.U z dnia 29 lipca 2013r. poz. 852), ustawa z dnia 4 października 2018 r. o zmianie ustawy o urzę-dzie Ministra Obrony Narodowej oraz ustawy o powszechnym obowiązku obrony Rzeczypospolitej Polskiej (Dz. U. z 2018 r. poz. 2182).
12. Ustawa z dnia 15 lipca 2011 roku o kontroli w administracji rządowej. Dz. U z 2011 r. Nr 185, poz. 1092.
13. Decyzja MON Nr 285 z dnia 8.07.2014r. w sprawie planowania i koordynacji działalności kontrolnej w resorcie obrony narodowej Dz.Urz. MON z 9.07.2014r. poz 237.
14. Decyzja MON Nr 295 z dnia 16.07.2014r. w sprawie prowadzenia kontroli w dowództwach, jednostkach wojskowych i komponentach zadaniowych Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej zadeklarowanych do struktur wojskowych Organizacji Traktatu Północnoatlantyckiego oraz Unii Europejskiej i realizowanych w ich systemach kontroli, Dz. Urz. z dnia 17.07.2014r. poz. 245.
15. Koncepcja ustanowienia Organizatorów Systemów Funkcjonalnych, Sztab Generalny WP, Warszawa 2012 r., Decyzja nr 56/Org/P5 Ministra Obrony Narodowej z dnia 24 grudnia 2013 r. w sprawie Organizato-rów Systemów Funkcjonalnych Sił Zbrojnych rzeczypospolitej Polskiej (niepublikowana).

ARMED FORCES - PROCESS ORGANIZATION

Abstract

The article is an inspiration for a discussion on the possibilities and scope of considering the armed forces as a procedural organization, and thus looking for opportunities to optimize their functioning. The essence of the process characteristic of the armed forces was indicated and the key elements enabling the comprehensive management of processes functioning in the armed forces were characterized. The summary indicates the conditions and areas of possible implementation of the process approach to the functioning of the armed forces and formulated final conclusions.

Keywords: armed forces, organization, management

Michał GOŁĘBIEWSKI*
Rafał GORAJ*

ANALIZA SYSTEMÓW ZASILANIA OBIEKTÓW STRATEGICZNYCH

W artykule przedstawiono analizę techniczno-ekonomiczną metod zasilania w energię elektryczną oraz cieplną zakładów przemysłu obronnego. Analizowane systemy mają na celu zapewnienie niezależności energetycznej zakładu w sytuacjach kryzysowych. Prace zostały skupione na układach kogeneracyjnych, zasilanych paliwem gazowym oraz ciekłym. W analizie przyjęto aktualne ceny energii elektrycznej, cieplnej oraz paliwa. Przeprowadzono symulację przepływu finansowego dla przedstawionych wariantów w przedziale 20 lat.

Słowa kluczowe: wysokosprawna kogeneracja, ogniwa fotowoltaiczne, LNG, przemysł obronny, obiekty strategiczne

1. WPROWADZENIE

Jednym z istotnych elementów wpływających na obronność państwa, a co za tym idzie kształtujących stan bezpieczeństwa narodowego państw, jest posiadany przez nie przemysłowy potencjał obronny. Stanowi on jedną z pozamilitarnych części składowych systemu obronności państwa, na które składają się ogniwa informacyjne, ochronne i gospodarcze – podmioty wykonawcze administracji publicznej, z wyjątkiem Sił Zbrojnych RP, inne instytucje państwowe, a także przedsiębiorcy i stowarzyszenia, na których nakłada się lub którym zleca się wykonywanie zadań obronnych [Skrzypczak i Luzak 2014].

Obowiązująca „Strategia Bezpieczeństwa Narodowego" stanowi, iż bezpieczeństwo Polski w najbliższych latach będzie zależało od zdolności zwiększenia strategicznej odporności kraju na różnego rodzaju zagrożenia, m.in. w zakresie produkcji zbrojeniowej [Polak 2015]. Państwo winno wspierać konkurencyjność, przejrzystość

* Politechnika Poznańska.

i efektywność europejskiej bazy technologiczno-przemysłowej sektora obronnego, chroniąc jednocześnie własny podstawowy interes bezpieczeństwa i korzystając w tym celu z wszystkich dostępnych instrumentów prawnych i politycznych. Przesłankami dla potrzeby ochrony tego interesu są między innymi konieczność zapewnienia ciągłości działań państwa w warunkach nagłego lub realnego zagrożenia jego bezpieczeństwa, bezpieczeństwo informacji oraz bezpieczeństwo dostaw sprzętu wojskowego i zabezpieczenie możliwości jego operacyjnego użycia [Polak 2015].

Zgodnie z Rozporządzeniem Rady Ministrów zakłady zajmujące się produkcją, remontem, magazynowaniem sprzętu wojskowego i uzbrojenia traktowane są jako szczególnie ważne dla obronności i bezpieczeństwa państwa [Rozporządzenie…, 24.06.2003].

Według obowiązującej Ustawy o Zarządzaniu Kryzysowym Infrastruktura Krytyczna są to systemy oraz wchodzące w ich skład powiązane ze sobą funkcjonalnie obiekty, w tym obiekty budowlane, urządzenia, instalacje, usługi kluczowe dla bezpieczeństwa państwa i jego obywateli oraz służące zapewnieniu sprawnego funkcjonowania organów administracji publicznej, a także instytucji i przedsiębiorców [Ustawa z dnia 26.04.2007]. Nieprzypadkowo w przywołanej ustawie, wśród jedenastu systemów infrastruktury krytycznej na pierwszym miejscu wymienione jest zaopatrzenie w energię, surowce energetyczne i paliwa [Ustawa z dnia 26.04.2007]. Już w trakcie II wojny światowej moce wytwórcze energii elektrycznej stały się jednym z celów strategicznych, jak w przeprowadzonej przez RAF w 1943 r. kontrowersyjnej Operacji „Chastise", w efekcie której zniszczono dwie elektrownie wodne, a siedem uszkodzono. Przerywając dostawy prądu na około dwa tygodnie [BBC.com 2013]. Zgodnie z Protokołem Dodatkowym I Konwencji genewskiej z 1949 r. art. 56 „Budowle i urządzenia zawierające niebezpieczne siły, a zwłaszcza zapory, groble i elektrownie jądrowe, nie mogą być przedmiotem ataków, choćby stanowiły cele wojskowe, jeżeli takie ataki mogą spowodować wyzwolenie tych sił i w następstwie wywołać poważne straty wśród ludności cywilnej", jednak istnieją pewne wyjątki prawne pozwalające dokonywać tego typu ataków [Protokoły dodatkowe…, 12.08.1949]. Przykładem jest przeprowadzona w 1981 r. przez izraelskie lotnictwo wojskowe operacja o kryptonimach „Opera/Babilon" bombardowania irackiego reaktora jądrowego Tammuz 1 [Nowastrategia.org.pl]. Kolejnym przykładem jest przeprowadzona przez NATO w 1999 r. Operacja „Allied Force", w trakcie której do paraliżu serbskiej sieci energetycznej zostały użyte bomby grafitowe [nytimes.com].

Przytoczone powyżej przykłady, a także szczególnie wydarzenia dwóch pierwszych dekad XXI w.: nowatorskie ataki cybernetyczne [The New Yourk Times 2010], wojna hybrydowa na Ukrainie [Hajduk i Stępniewski 2015], „tajemnicze" eksplozje energetycznej infrastruktury przesyłowej [Biznesalert.pl] pokazują, że współczesne konflikty będą zaczynać się od odcięcia źródeł energii.

W niniejszym referacie przedstawiono propozycję rozbudowy posiadanego przez jeden z zakładów produkcji obronnej potencjału wytwórczego energii elektrycznej i cieplnej w oparciu o wysokosprawną kogenerację oraz odnawialne źródła energii. Wśród przeanalizowanych systemów kogeneracji można wyróżnić kilka głównych

technologii. Najczęściej występującą jest skojarzone wytwarzanie energii elektrycznej i cieplnej w elektrociepłowniach węglowych lub gazowych, których sprawności mogą sięgać nawet 80%. Należy pamiętać jednak o stratach na przesyle energii do końcowego odbiorcy. Podobne, a nawet wyższe wartości mogą być osiągane przez inne technologie oparte na silnikach tłokowych czy turbinach gazowych, zlokalizowane bezpośrednio na terenie odbiorcy [Gambini et al 2019]. W analizowanym przypadku najbardziej obiecującym rozwiązaniem są jednostki kogeneracyjne oparte na silnikach gazowych [Vialetto i Noro 2020]. Dzięki temu, prócz maksymalnego wykorzystania energii zawartej w paliwie, możliwe jest zapewnienie niezależności energetycznej danego odbiorcy. Podobne rozwiązania są analizowane dla obiektów medycznych, gdzie niezależność energetyczna może mieć nieocenione znaczenie dla życia ludzkiego [Biglia et al. 2017]. Mając na uwadze znaczenie spółki dla krajowego potencjału obronnego, zaproponowane rozwiązanie zapewnia możliwość jej niezakłóconego funkcjonowania, zarówno w czasie pokoju, jak i w przypadku wystąpienia sytuacji kryzysowej. Proponowane warianty rozwiązań można zaadaptować i zastosować dla potrzeb zapewnienia zasilania innych zakładów przemysłu obronnego czy obiektów infrastruktury krytycznej, pozwalając na utrzymanie ich potencjału produkcyjnego w warunkach konfliktu.

2. WARIANTY ZASILANIA W ENERGIĘ

Analiza wykorzystania rozproszonych źródeł energii została wykonana w oparciu o układy możliwe do zastosowania na terenie hipotetycznego przedsiębiorstwa zlokalizowanego na terenie z dostępem do infrastruktury energetycznej. W związku z powyższym pod uwagę zostały wzięte systemy kogeneracyjne zasilane paliwem z lokalnej sieci gazowej lub silnikami diesla. Znaczna połać dachowa hal zakładowych pozwala natomiast na wykorzystanie układów fotowoltaicznych. Na podstawie powyższych możliwości wytypowano pięć wariantów zasilania budynków w energię elektryczną oraz cieplną, pozwalając jednocześnie na pracę w sytuacji kryzysowej.

Wariant I – Układ obecny

Jako punkt odniesienia dla planowanych modernizacji został wykorzystany standardowy system energetyczny, w którym źródłem energii elektrycznej jest krajowa sieć elektro-energetyczna. Energia cieplna dostarczana jest z systemu miejskiego. Dane dotyczące zapotrzebowania na moc oraz średnie zużycie energii zostało przedstawiane w tabeli 1, zaś schemat przyłączy na rys. 1a.

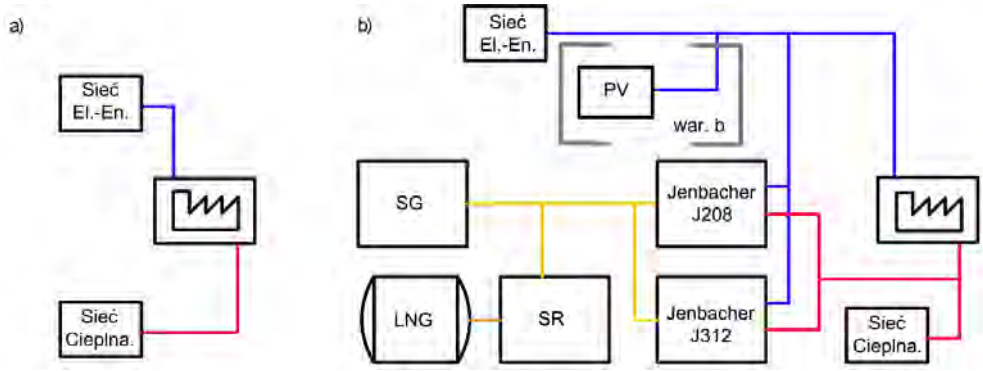
Tabela 1

Zapotrzebowanie na energię

Parametr	Wartość	Jednostka
Moc przyłącza energii elektrycznej	4,65	MW
Średnie roczne zużycie energii elektrycznej	2 700	MWh
Moc węzła cieplnego	11,8	MW
Średnie roczne zużycie energii cieplnej	19 500	GJ

Warianty IIa i IIb – Układ kogeneracyjny niskiej mocy

Pierwszym układem analizowanym pod kątem rozbudowy systemu zasilania w energię jest użycie dwóch silników gazowych Jenbacher: J208 (330 kW_{el}) i J312 (635 kW_{el}). Jako silnik ciągłej pracy zastosowano silnik o mniejszej mocy, dzięki czemu będzie on mógł pracować przy najwyższych możliwych wartościach sprawności elektrycznej. Silniki zasilane są gazem ziemnym z sieci krajowej, za pośrednictwem stacji gazowej (SG). W przypadku zaprzestania dostawy z głównego źródła przewidziana jest stacja regazyfikacji (SR) gazu LNG ze zbiornika awaryjnego (LNG). Ciepło pochodzące z układu kogeneracji będzie uzupełniane za pomocą węzła cieplnego. Przyłącze elektro-energetyczne pozostaje zachowane na sytuacje awaryjne układów kogeneracyjnych. Rozwinięciem systemu jest układ fotowoltaiczny w wariancie IIb. Schemat systemu przedstawiono na rys. 1b.

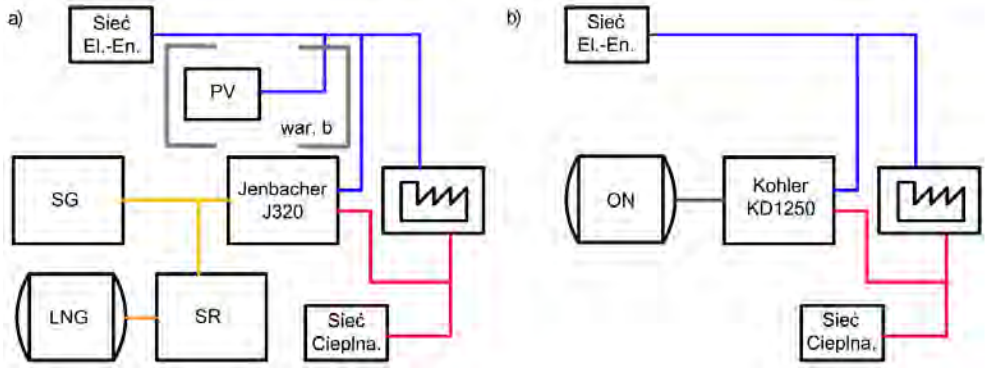


Rys. 1. Schemat instalacji zaopatrzenia w energię dla: a – wariantu I, b – wariantu II

Wariant IIIa i IIIb – Układ kogeneracyjny średniej mocy

Wariant III przewidziany jest pod kątem ciągłej produkcji energii elektrycznej i cieplnej w celu osiągnięcia wysokosprawnej kogeneracji. Nadmiar energii elektrycznej oraz cieplnej zostaje sprzedany do sieci operatorów zawodowych. W celu spełnienia założeń ustawowych dla promocji produkcji energii [Ustawa…, 14.12.2018], moc generatora musi wynosić co najmniej 1 MW. Na tej podstawie przyjęto silnik gazowy J320 (1053 kW_{el}). Tak samo jak w przypadku wariantu II, jako paliwo wykorzystano

gaz ziemny z sieci gazowej na terenie Poznania, który w przypadku jego odcięcia jest zastępowany gazem ze stacji regazyfikacji połączonej ze zbiornikiem skroplonego gazu ziemnego. Wariant IIIb został wyposażony w układ fotowoltaiczny. Schemat systemu ukazano na rys. 2a.



Rys. 2. Schemat instalacji zaopatrzenia w energię dla: a – wariantu III, b – wariantu IV i V

Wariant IV – Układ kogeneracyjny średniej mocy

Powyższe rozwiązanie działa na tej samej zasadzie co IIIb, w którym to zamieniony został silnik gazowy, jednostką zasilaną olejem napędowym Kohler KD1250 (1032 kW_{el}) połączony ze zbiornikiem oleju napędowego. Na rys. 2b przedstawiono schemat rozwiązania.

Wariant V – Układ awaryjny średniej mocy

W trakcie standardowej pracy zakłady zużywają energię z sieci energetycznych doprowadzonych do terenu zakładów tak jak w wariancie I. W sytuacji kryzysowej gdy odcięte są ich dopływy, uruchamiany jest silnik diesla o konfiguracji takiej jak w wariancie IV.

Tabela 2

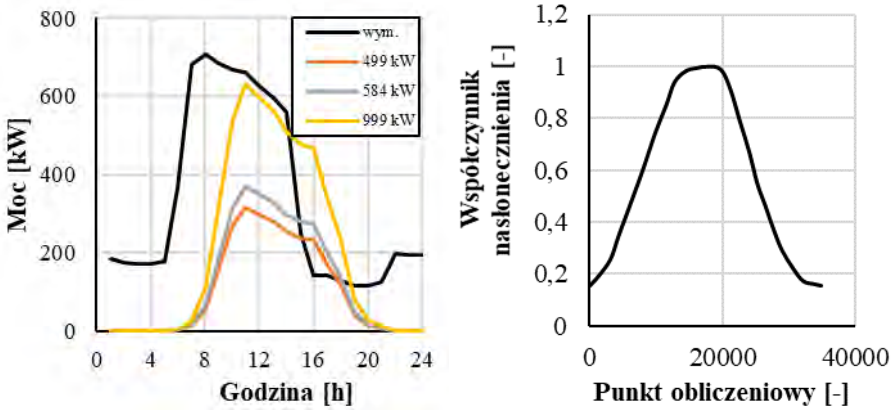
Koszty inwestycyjne dla poszczególnych wariantów

Elementy systemów	Wariant					
	IIa	IIb	IIIa	IIIb	IV	V
Układ kogeneracyjny	2,3	2,3	2,6	2,6	3	3
Koszt układu wyprowadzenia energii do sieci [mln zł]	0,6	0,6	0,6	0,6	0,6	0
Stacja regazyfikacji [mln zł]	2,2	2,2	2,2	2,2	0	0
System fotowoltaiczny [mln zł]	0	2,5	0	2,5	0	0
Razem (brutto) [mln zł]	6,3	9,4	6,6	9,7	4,3	3,6

3. UKŁADY WSPÓŁPRACUJĄCE

3.1. Układ fotowoltaiczny

Jako układ fotowoltaiczny przyjęta została instalacja o mocy 499 kW_p. Pod względem ekonomicznym dla przedsiębiorstw – z uwagi na obowiązujące regulacje prawne – najbardziej uzasadnione jest zużywanie we własnym zakresie całej wygenerowanej przy pomocy OZE energii. Wcześniejsza analiza przeprowadzona dla trzech różnych mocy instalacji fotowoltaicznej wykazała, że instalacja o mocy 499kW_p jest pod tym względem najbardziej optymalna dla analizowanego przypadku. Dodatkowo za tym wyborem przemawia uproszczenie procedury administracyjnej i związanych z tym niższych kosztów obsługi instalacji w późniejszym czasie (brak konieczności uzyskania koncesja na wytwarzanie, nakaz sprzedaż energii przez giełdę, itp.) oraz zmniejszenie kosztów przyłączenia instalacji do sieci. Przy projektowaniu należy uwzględnić wymaganą przestrzeń dla budowy instalacji. Mogą to być niezacienione przestrzenie dachowe lub odpowiedniej wielkości niezacieniona działka. W uproszczeniu można przyjąć, że powierzchnia paneli będzie wynosiła ponad 3000 m^2, a uwzględniając odpowiednie dystanse pomiędzy nimi, przyjąć należy miejsce do ich zainstalowania ok 5000 m^2 czyli 0,5 ha. Porównanie trzech mocy układów fotowoltaicznych oraz przykładowego zapotrzebowania na moc (wym.) zostało pokazane na rys. 3. Na tym samym rys. przedstawiono zmianę współczynnika nasłonecznienia w ciągu roku [Lenarczyk 2013, Global solar atlas]. Został on wykorzystany przy wyznaczaniu chwilowych wartości mocy paneli dla całego roku.

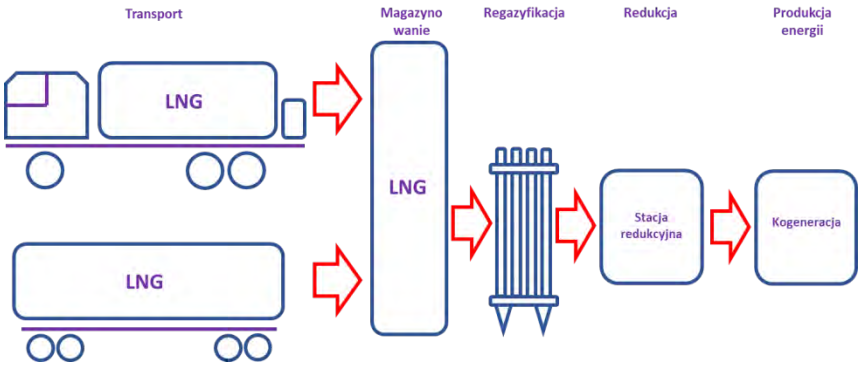


Rys. 3. Po lewej zmiana mocy układów fotowoltaicznych w ciągu dnia. Po prawej zmiana współczynnika nasłonecznienia w ciągu roku

Koszt inwestycyjny układu fotowoltaicznego o mocy 499 kW_p wynosi 2,5 mln zł i został przyjęty na podstawie danych rynkowych.

3.2. Układ regazyfikacji gazu LNG

Projekty oparte na rozwiązaniach LNG powinny zakładać ciągły odbiór paliwa oraz rachunek ekonomiczny. Magazynowanie gazu ziemnego w stanie skroplonym wiąże się z naturalnym przechodzeniem z fazy ciekłej do gazowej. Jest to element, który należy uwzględnić przy projektowaniu instalacji. Pozostawienie paliwa w zbiorniku bez jego odbioru ostatecznie powodować będzie jego ubytki. W skrajnym przypadku zbiornik taki zostanie pozbawiony paliwa. Ważnym elementem, który również należy uwzględnić, jest prawidłowe zapewnienie łańcucha dostaw. Gaz ziemny LNG nie jest powszechnie dostępny na rynku. Jego dostawy mogą się odbywać ze ściśle określonych miejsc. Należy ten czynnik uwzględnić przy określaniu logistyki dostaw. Schemat łańcucha dostaw przedstawiono na rys. 4.



Rys. 4. Schemat instalacji LNG

W analizie przyjęto, że instalacja dobrana jest na rzeczywiste pobory gazu (należy unikać przewymiarowania z uwagi na wysoki nakład inwestycyjny na budowę instalacji LNG. W bilansie uwzględniono pobory energii za 2019 r. W przypadku zwiększenia poboru w kolejnych latach instalację można rozbudować o kolejne moduły.

Gaz ziemny w stanie ciekłym dostępny jest jedynie w wybranych miejscach w kraju. Dostawy mogą być realizowane przy użyciu cystern drogowych lub kolejowych, przy czym z uwagi na mobilność transportu drogowego przyjęto ten wariant jako podstawowy. Na etapie tej analizy nie zostały uwzględnione szczegółowe aspekty logistyczne transportu. Przyjęto odległość transportową 140 km (280 w obie strony).

Na podstawie przyjętych mocy silników gazowych został oszacowany koszt stacji regazyfikacji na poziomie 2,2 mln zł. Roczny koszt jej eksploatacji szacuje się na poziomie ok. 100 tys. zł.

4. ANALIZA EKONOMICZNA

4.1. Koszty inwestycji

Koszty inwestycyjne zostały określone na podstawie wcześniej prowadzonych prac przez autorów. Dzięki temu możliwe było przyjęcie rynkowych cen poszczególnych podzespołów niezbędnych do poprawnej pracy analizowanych wariantów. Pominięto cenę przyłącza energii elektrycznej, węzła cieplnego oraz przyłącza gazowego, ponieważ te znajdują się już na terenie rozpatrywanego obiektu. Wykaz poszczególnych kosztów został przedstawiony w tabeli 3.

Tabela 3

Koszty inwestycyjne dla poszczególnych wariantów w mln zł

Źródło energii	Wariant					
	IIa	IIb	IIIa	IIIb	IV	V
Koszt układu kogeneracyjnego	2,3	2,3	2,6	2,6	3	3
Koszt układu wyprowadzenia energii	0,6	0,6	0,6	0,6	0,6	0
Stacja regazyfikacji	2,2	2,2	2,2	2,2	0	0
System fotowoltaiczny	0	2,5	0	2,5	0	0
Razem (brutto)	6,3	9,4	6,6	9,7	4,3	3,6

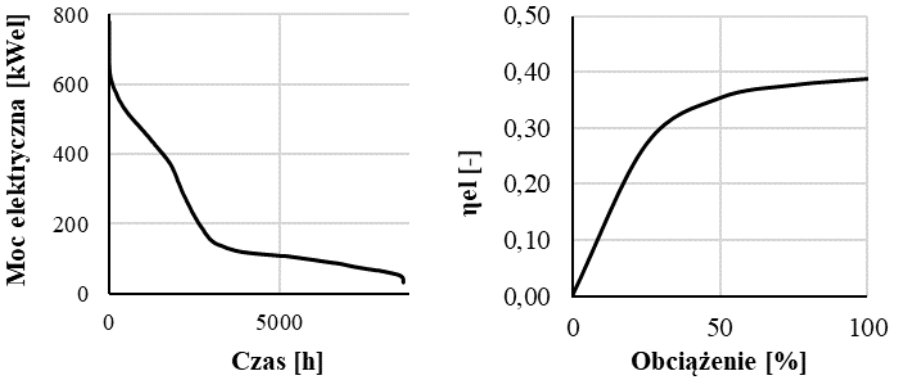
4.2. Analiza zużycia energii

Analizę przedstawionych rozwiązań rozpoczęto od określenia zakładanego zużycia paliwa. Zostało to określone na podstawie przykładowych danych ze stacji pomiarowych energii elektrycznej. Wysoka dokładność pomiaru (15 min) pozwoliła na określenie uporządkowanego wykresu zapotrzebowania na energię elektryczną ukazanego na rys. 5 (po lewej). Dane pochodzące z wykresu zostały następnie wykorzystane przy obliczeniu zużycia paliwa dla poszczególnych typów silników przyjętych w analizie. W tym celu na podstawie danych producentów zostały opracowane charakterystyki sprawnościowe (rys. 5, po prawej). Zostały one wykorzystane do symulacji zużycia paliwa w zależności od zmian zapotrzebowania na energię elektryczną w ciągu roku. Ilość paliwa zużytego w ciągu roku przez układ generatora został obliczony na podstawie poniższej zależności:

$$Q_g = \sum \frac{P_{el}}{4\eta_{el}} \tag{1}$$

gdzie:
Q_g – roczne zużycie paliwa [kWh],

P_{el}– chwilowa wymagana moc generatora energii elektrycznej rejestrowana w odstępstwie 15 min [kW],
η_{el} – sprawność elektryczna generatora w zależności od chwilowego obciążenia [-].



Rys. 5. Po lewej – uporządkowany wykres zapotrzebowania na moc elektryczną. Po prawej – zmiana sprawności silnika J208 w zależności od obciążenia

W przypadku systemów wyposażonych w układy fotowoltaiczne, ilość wymaganej energii elektrycznej pochodzącej z generatora została pomniejszona o chwilową moc paneli fotowoltaicznych na podstawie formuły:

$$P_{el} = P - P_{PV} \tag{2}$$

gdzie:
P_{el} – chwilowa moc generatora energii elektrycznej [kW],
P– chwilowe zapotrzebowanie na moce elektryczną [kW],
P_{PV} – chwilowa moc paneli fotowoltaicznych [kW].

W części analizowanych wariantów konieczne było określenie ciepła pobranego z sieci cieplnej. W przypadku konieczności polegania jedynie na układach kogeneracji, wymagane będzie zagospodarowanie posiadanej energii pod kątem niezbędnych potrzeb pracowników. W celu określenia ilości energii koniecznej do zakupu sieci ciepłowniczej posłużono się formułą:

$$Q_c = \sum(Q_{zm} - Q_{km}) \tag{3}$$

gdzie:
Q_c – ilość ciepła pobrana z sieci ciepłowniczej [GJ],
Q_{zm}– miesięczne zapotrzebowanie na ciepło na terenie [GJ],
Q_{km} – miesięczna produkcja energii cieplnej z układu kogeneracyjnego [GJ].

Na podstawie powyższych obliczeń opracowano zużycie energii dla poszczególnych rozwiązań. Wyniki zostały przedstawione w tabeli 4

Tabela 4

Zużycie energii z poszczególnych źródeł w zależności od wariantu

Źródło energii	Wariant						
	I	IIa	IIb	IIIa	IIIb	IV	V
Energia elektryczna [GWh]	2,7	0	0	0	0	0	2,7
En. Cieplna [TJ]	19,4	9,3	9,1	0	0	0	19,4
Paliwo [GWh]	0	8,8	7,3	23,2	23,2	22,1	0

4.3. Analiza finansowa

Analiza finansowa została rozpoczęta od określenia planów taryfowych dla poszczególnych źródeł energii.

Jedną z firm odpowiedzialnych za dystrybucję energii elektrycznej jest Enea S.A. Stawki cen za energię elektryczną zostały określone na podstawie jej taryfikatora oraz średnich cen energii elektrycznej na rynku energii dla grupy C21 [Enea Operator Taryfa… 2019].

W przypadku energii cieplnej wszystkie obliczenia kosztów poboru ciepła został obliczone według aktualnego taryfikatora dla grupy E/SW1 [Veolia Energia… 2019].

Źródłem gazu paliwowego jest przyłącze do sieci Polskiej Spółki Gazowniczej. Na podstawie obowiązującej taryfy zostały przyjęte stawki właściwe dla analizowanych przypadków dla grupy W-6.1.

Ceny oleju napędowego zostały przyjęte na poziomie 3 600 zł netto/m^3.

W przypadku wariantów produkujących nadmiar energii elektrycznej oraz cieplnej założono ich sprzedaż. Przyjęto ceny sprzedaży równe cenom ich zakupu czyli stawce zmiennej sprzedawcy.

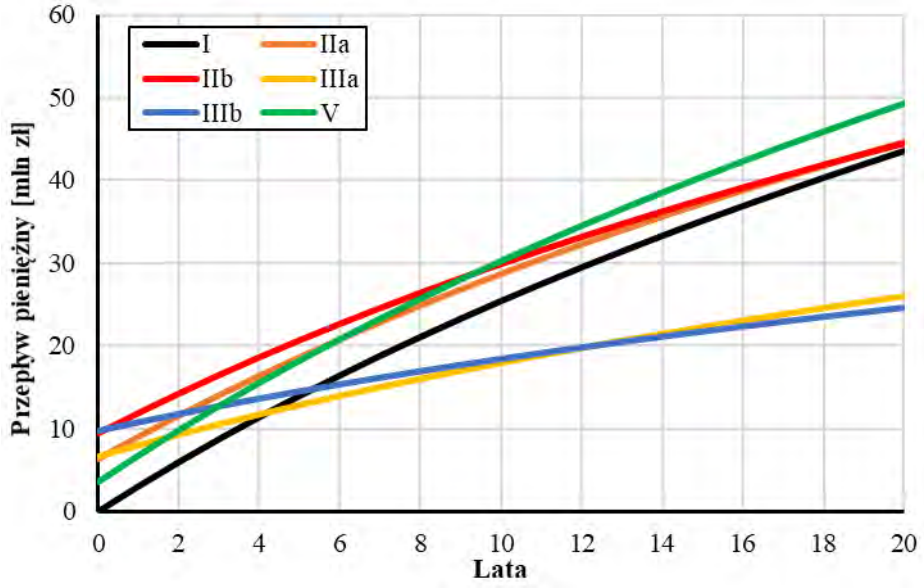
Wyniki obliczeń rocznych kosztów zużycia energii dla poszczególnych wariantów zostały przedstawione w tabeli 5.

Tabela 5

Roczny bilans ekonomiczny poszczególnych wariantów

Źródło energii	Wariant					
	IIa	IIb	IIIa	IIIb	IV	V
Energia elektryczna [mln zł]	0,026	0,025	0,024	0,024	0,021	1,9
Energia cieplna [mln zł]	0,9	0,9	0,5	0,5	0,5	1,3
Paliwo [mln zł]	1,5	1,3	3,6	3,6	8,2	0
Koszty eksploatacji [mln zł]	0,4	0,4	0,2	0,2	0,2	0,2
Dochód ze sprzedaży energii [mln zł]	0	0	3,0	3,1	3,6	0
Razem [mln zł]	2,8	2 6	1,4	1,1	5,3	3,4

Analizując dane z powyższej tabeli oraz koszty inwestycyjne poszczególnych wariantów, wykonano zdyskontowane przepływy pieniężne ze wskaźnikiem dyskontowym równym 5,1%. Obliczenia zostały wykonane dla wspomnianych wariantów z pominięciem IV którego koszty użytkowania okazały się największe. Wyniki przedstawiono na rys. 6.



Rys. 6. Wykres zdyskontowanego przepływu gotówki dla poszczególnych wariantów

Analizując otrzymane wyniki pod kątem ekonomicznym można wyłonić warianty IIIa oraz IIIb jako jedyne, które dają możliwość zwrotu z inwestycji w akceptowalnym czasie. Dla wariantu IIIa jest to ok. 4,5 roku. Wariant z instalacją układów fotowoltaicznych, z uwagi na wyższe początkowe koszty inwestycyjne potrzebuje natomiast czasu dłuższego o ok. 1 rok. Należy zauważyć że pomimo najwyższej ceny inwestycji (ok. 10 mln zł.) wariant IIIb okazuje się najtańszym w użytkowaniu rozwiązaniem po ok. 13 latach. Przedstawione wyniki mają jednak słuszność w momencie, kiedy istnieje możliwość sprzedaży nadmiaru produkowanej energii. Dodatkowo na zmianę czasu zwrotu z inwestycji mogą wpłynąć wahania cen energii elektrycznej i cieplnej na rynku oraz zmiany w polityce państwa promowania energii z wysokosprawnej kogeneracji. W przypadku braku powyższych dotacji oraz braku odsprzedaży nadmiaru energii, prognoza całkowitych kosztów obu wariantów będzie wyższa o ponad 17 mln zł po 20 latach od wariantów IIa i IIb.

Wykorzystanie dwóch silników gazowych, jak to opisano w wariancie IIa i IIb pozwala na operowanie w możliwie najwyższych wartościach ich sprawności w zależności od aktualnego zapotrzebowania zakładu. Niestety całkowita zainstalowana moc elektryczna poniżej 1 MW oraz produkcja energii wyłącznie na własne potrzeby nie

pozwalają na otrzymywanie premii gwarantowanych za wysokosprawną kogenerację. Praca na obniżonej mocy szczególnie w godzinach wieczornych, obniża sprawność co sprawia, że kogeneracja nie może być uznawana za wysokosprawną. Powyższe fakty sprawiają że warianty IIa i IIb w ciągu 20 lat nie zwrócą poniesionych kosztów inwestycji. Należy jednak pamiętać, iż w przypadku sytuacji kryzysowej będą one efektywniej wykorzystywać energię zawartą w paliwie. Będzie to szczególnie widoczne przy mocach poniżej 600 kW_{el}, przy których sprawność silnika J320 jest mniejsza niż silnika J312. Operując na paliwie ze zbiornika, którego dowóz w czasie kryzysu może być zakłócony, te parametry mogą się okazać decydujące. W przypadku wariantu IIb układ rozbudowany o instalację fotowoltaiczną nie zwraca swojej inwestycji w przeciągu 20 lat. Jest to spowodowane tym, że poprzez priorytetowe wykorzystanie energii z paneli fotowoltaicznych obniża się wymagana moc generatora gazowego. W związku z tym obniżana jest również jego sprawność, co prowadzi do zwiększenia jednostkowego zużycia paliwa i w efekcie wzrostu kosztu wyprodukowanej energii.

Wariant IV z racji wysokich cen oleju napędowego generuje wysokie straty finansowe. Po 20 latach użytkowania skumulowany przepływ pieniężny wynosi 77 mln zł i jest o 33 mln zł wyższy niż bazowy wariant I. W związku z powyższym rozwiązanie to nie ma ekonomicznego uzasadnienia.

Wykorzystanie systemu z silnikiem diesla jako agregat awaryjny jest natomiast układem porównywalnym ekonomicznie z wariantami IIa i IIb. Ciągły pobór energii ze standardowych źródeł pozwala na minimalne zużycie generatora i jego ciągłą gotowość do pracy w sytuacji awaryjnej. Możliwe jest również wykorzystanie dwóch mniejszych silników diesla w celu zwiększenia efektywności zużycia paliwa oraz niezawodności całego systemu.

5. PODSUMOWANIE

Większość przedstawionych rozwiązań oferuje wymierne korzyści ekonomiczne i/albo bezpieczeństwa wynikające z ich zastosowania. Przed wyborem rozwiązania należy jednak określić priorytety inwestora, które mogą się różnić w zależności od mikrootoczenia danego przedsiębiorstwa i specyfiki procesu produkcji. Analizując wykres zdyskontowanego przepływu gotówki, można zauważyć, że w obecnej sytuacji prawnej najbardziej optymalne pod względem finansowym i dodatkowo spełniające wymóg zabezpieczenia dostaw energii na czas sytuacji kryzysowej jest rozwiązanie polegające na zainstalowaniu układu kogeneracyjnego średniej mocy. Przy założeniu, że nadmiar wytworzonej energii zostanie sprzedany do sieci zawodowej, rozwiązanie to pozwoli znacznie obniżyć koszty funkcjonowania przedsiębiorstwa, a zabudowana stacja regazyfikacji LNG potencjalnie zabezpieczy dostawy energii na czas kryzysu. Należy jednak zauważyć, że w sytuacji kryzysowej dostęp do skroplonego gazu ziemnego może być problematyczny. Przejście na układy kogeneracyjne szczególnie atrakcyjne będzie dla zakładów używających do produkcji ciepła technologicznego lub

które np. z przyczyn historycznych zaopatrują w energię odbiorców niezwiązanych już z ich podstawową działalnością (np. dawne osiedla zakładowe, hale sportowe, baseny, czy inna zbędna część nieruchomości). Tego typu rozwiązanie będzie też stanowiło ciekawą alternatywę oszczędnościową dla zakładów z dostępem do sieci gazowej lub zlokalizowanych blisko źródeł gazu LNG. Co zaskakujące i zarazem zachęcające do wykonania dalszych analiz, wątpliwe pod względem ekonomicznym wydaje się rozbudowywanie układów kogeneracyjnych o systemy fotowoltaiczne. Z uwagi na swoją specyfikę pracy będą one wielokrotnie powodowały nieoptymalną pracę układów kogeneracyjnych, tym samym zwiększając koszty produkcji energii. Dla przedsiębiorstw pozbawionych dostępu do sieci gazowej lub poszukujących jedynie rezerwowego źródła zasilania na czas sytuacji kryzysowej najbardziej optymalne powinno być wykorzystanie silników diesla, ewentualnie rozbudowanych o instalację fotowoltaiczną, która w tym przypadku nie będzie powodowała obniżenia sprawności silników gazowych.

LITERATURA

Artykuły w czasopismach

1. Bigilia A., Varedda F., Fabrizio E., Filippi M., Mandas N., (2017),"Technical-economic feasibility of CHP systems in large hospitals through the Energy Hub method: The case of Cagliari AOB" Energy and Buildings 147101–112.
2. Gambini M., Vellini M., Stilo T., Manno M., Bellocchi S., 2019, High-Efficiency Cogeneration Systems: The Case of the Paper Industry in Italy Energies, 12, 335; doi:10.3390/en12030335.
3. Hajduk J., Stępniewski T. , 2015 „Wojna hybrydowa Rosji z Ukrainą: uwarunkowania i instrumenty" Studia Europejskie / Centrum Europejskie Uniwersytetu Warszawskiego, nr. 4, s.135-151.
4. Lenarczyk J., 2013, Wyniki sezonowych badań wydajności energetycznej instalacji fotowoltaicznej o mocy szczytowej 668W – Instytut Technologiczno-Przyrodniczy w Falentach – opublikowano w „Problemy Inżynierii Rolniczej", I – III z. 1 (79), s. 151-160.
5. Polak R. , 2015 „Miejsce i rola narodowego przemysłu zbrojeniowego w systemie obronnym państwa w świetle doświadczeń i wyzwań XXI wieku" Inżynieria Bezpieczeństwa Obiektów Antropogenicznych, Tom nr 1, s. 29-36.
6. Skrzypczak W., Luzak P., 2014, „Miejsce, rola i zadania polskiego przemysłu zbrojeniowego w systemie bezpieczeństwa państwa" Przegląd Strategiczny, nr 7, s. 467--479.
7. Vialetto G., Noro M., (2020), "An innovative approach to design cogeneration systems based on big data analysis and use of clustering methods" Energy Conversion and Management 214 112901.

Rozporządzenia
Rozporządzenie Rady Ministrów z dnia 24 czerwca 2003 r. w sprawie obiektów szczególnie ważnych dla bezpieczeństwa i obronności państwa oraz ich szczególnej ochrony (Dz.U. 2003 nr 116 poz. 1090)
Ustawa z dnia 26 kwietnia 2007 r. o zarządzaniu kryzysowym (Dz.U. 2007 Nr. 89 poz.590)
Protokoły dodatkowe do Konwencji genewskich z 12 sierpnia 1949 r., dotyczący ochrony ofiar międzynarodowych konfliktów zbrojnych (Protokół I) oraz dotyczący ochrony ofiar nie międzynarodowych konfliktów zbrojnych (Protokół II), sporządzone w Genewie dnia 8 czerwca 1977 r. (Dz.U. 1992 nr 41 poz. 175)
Enea Operator Taryfa dla obsługi dystrybucji energii elektrycznej, 17.12.2019
Veolia Energia Poznań S.A. Taryfa dla ciepła, 26.06.2019
Ustawa z dnia 14 grudnia 2018 o promowaniu energii elektrycznej z wysokosprawnej kogeneracji (Dz.U.2020.250 t.j. z dnia 2020.02.17)
Komunikaty Internetowe
1. BBC, The Dambusters raid: How effective was it?, https://www.bbc.com/news/magazine-22510300- dostęp 3.07.2020 r.
2. Biznesalert.pl, 2017, Gazociągi i linia energetyczna na Krymie wysadzone w powietrze. Sprawę bada FSB, https://biznesalert.pl/gazociagi-linia-energetyczna-krymie-wysadzone-powietrze-sprawe-bada-fsb/ - dostęp 3.07.2020 r.
3. Global Solaris Atlas, https://globalsolaratlas.info/map - dostęp 3.07.2020r
4. Nowastrategia.org.pl, 2015, Operacja „OPERA" – Izraelski nalot na iracki reaktor w OSIRAK-U, http://www.nowastrategia.org.pl/operacja-opera-izraelski-nalot-na-iracki-reaktor-w-osirak-u/ - dostęp 3.07.2020 r.
5. The New York Times, 1999, Crisis In The Balkans: The Overview; Nato Air Attacks On Power Plants Pass A Threshold, https://www.nytimes.com/1999/05/04/world/crisis-balkans-overview-nato-air-attacks-power-plants-pass-threshold.html - dostęp 3.07.2020 r.
6. The New York Times, 2010, Worm Can Deal Double Blow to Nuclear Program, https://www.nytimes.com/2010/11/20/world/middleeast/20stuxnet.html - dostęp 3.07.2020 r.

ANALYSIS OF POWER SUPPLY SYSTEMS FOR STRATEGIC OBJECTS

Abstract

The article presents a technical and economic analysis of the methods of supplying electricity and heat to the hypothetical industrial plant in Poland. The analyzed systems were used to ensuring the energetic independence of the plant in crisis situations. The works were focused on cogeneration systems powered by gaseous and liquid fuels. The current prices of electricity, heat and fuel were used in the analysis. Financial flow simulation was carried out for the presented variants in the period of 20 years.

Keywords: high-efficiency cogeneration, photovoltaic cells, LNG

Maciej HAŁUPKA*
Jędrzej MOSIĘŻNY**

PROJEKT I ANALIZA CFD SPADOCHRONU DO RAKIETY SONDAŻOWEJ

Artykuł prezentuje podstawowe analizy CFD przykładowego spadochronu do zastosowania w rakiecie sondażowej. Celem analizy CFD jest wstępna walidacja własnego narzędzia do projektowania czasz spadochronów bazującego na optymalizatorze gradientowym oraz optymalizatorze genetycznym. Zaprojektowano typoszereg przykładowych spadochronów dla różnych współczynników ciśnienia. Następnie porównano wygenerowane profile czasz oraz oszacowano ich współczynniki ciśnienia za pomocą osiowosymetrycznej analizy CFD. Przebadano przykładową czaszę spadochronu za pomocą trójwymiarowej analizy RANS dla warunków przepływowych odpowiadających warunkom pracy spadochronu pilotującego oraz spadochronu głównego rakiety sondażowej HEXA 2 projektowanej i budowanej przez koło naukowe PUT RocketLab.

Słowa kluczowe: projektowanie spadochronów, optymalizacja, CFD, rakiety sondażowe

1. WPROWADZENIE

Projektowanie spadochronów jest złożonym zagadnieniem łączącym w sobie zagadnienia związane z aerodynamiką, interakcją płynu i struktur, wytrzymałością materiałów tekstylnych itd. Ponadto, procesy rozwijania, otwierania i napełniania spadochronu są inherentnie niestacjonarne, co dodatkowo utrudnia projektowanie spadochronów.

Pierwsze prace nad „nowożytnymi" spadochronami rozpoczęto na kilka lat przed pierwszą wojną światową. Spadochrony ratownicze były stosowane przez załogi balonów obserwacyjnych. Podczas drugiej wojny światowej spadochrony były pod-

* Koło naukowe PUT RocketLab, Instytut Energetyki Cieplnej, Politechnika Poznańska.
** Instytut Energetyki Cieplnej, Politechnika Poznańska.

stawowym wyposażeniem pilotów samolotowych, były stosowane przez nowo powstałe wojska powietrzno-desantowe, czy jako metoda dostarczania ładunków zrzucanych z samolotu. Pierwsze prace naukowe nad spadochronami zbliżonymi do obecnych prowadzono już w dwudziestoleciu międzywojennym [Jones 1923].

Pierwsze spadochrony, zbliżone konstrukcją do dzisiejszych konstrukcji były szyte z płaskich pasm, a niewypełniona czasza była płaska [Dunan, Stevens i Richards 1942]. Taka konstrukcja jest prosta w wykonaniu i spełnia swoje zadanie jako spadochron, jednak nie jest optymalna z punktu widzenia wytrzymałości i ciężaru konstrukcji. Rozwinięciem konstrukcji projektowanych jako płaskie są spadochrony o czaszach okrągłych, których profil jest zadany na etapie projektu, a następnie przeniesiony na płaskie pasmo (tj. możliwe do wycięcia z tekstylnego materiału) [Lester 1963]. Kształty spadochronów zaproponowane przez Lestera [1963] pozwalają na nieznaczne sterowanie rozkładem naprężeń w materiale.

Analizę obciążonego dowolnym rozkładem ciśnienia zaproponował Roberts [1970]. Przytoczona metoda pozwala na obliczenie naprężeń obwodowych i merydionalnych w czaszy spadochronu, przy założeniu, że kształt czaszy i pasma można opisać funkcją analityczną. Roberts [1970] zaproponował także metodę analizy dynamiki napełniania czaszy spadochronu.

Niniejszy artykuł prezentuje sposób numerycznego projektowania spadochronów oparty na analitycznej metodzie wyznaczania naprężeń w materiale połączonej z optymalizatorem gradientowym i algorytmem genetycznym. Zaprojektowany spadochron jest następnie analizowany z użyciem numerycznej dynamiki gazów w celu walidacji algorytmu projektującego. Analityczna metoda wyznaczania naprężeń jest oparta na założeniu równowagi sił pochodzących od ciśnienia oraz od naprężeń wewnątrz materiału.

2. OPIS METODY PROJEKTOWANIA SPADOCHRONU

2.1. Nomenklatura

— Pasmo – pojedynczy fragment materiału tworzący czaszę;

— Klin – miejsce zszycia poszczególnych pasm;

— Taśma klinowa – element wzmacniający klin oraz przenoszący naprężenia merydionalne w spadochronie;

— Lina podczaszowa – lina łącząca czaszę spadochronu z taśmą centralną.

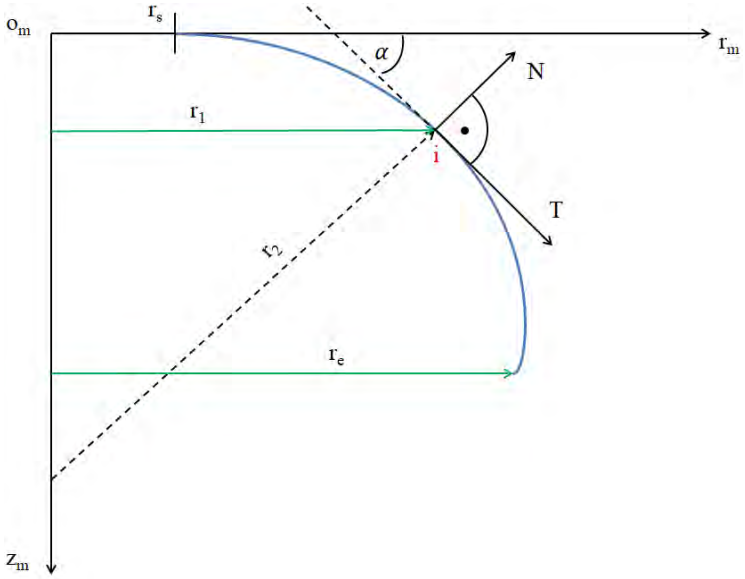
— Taśma centralna – miejsce łączenia lin podczaszowych i łączenia spadochronu do korpusu rakiety lub ładunku;

— Kąt wybrzuszenia (β) – kąt pomiędzy linią styczną do materiału pasma w miejscu taśmy klinowej a linią styczną do okręgu o promieniu r_2;

— Kominek – otwór w czaszy spadochronu.

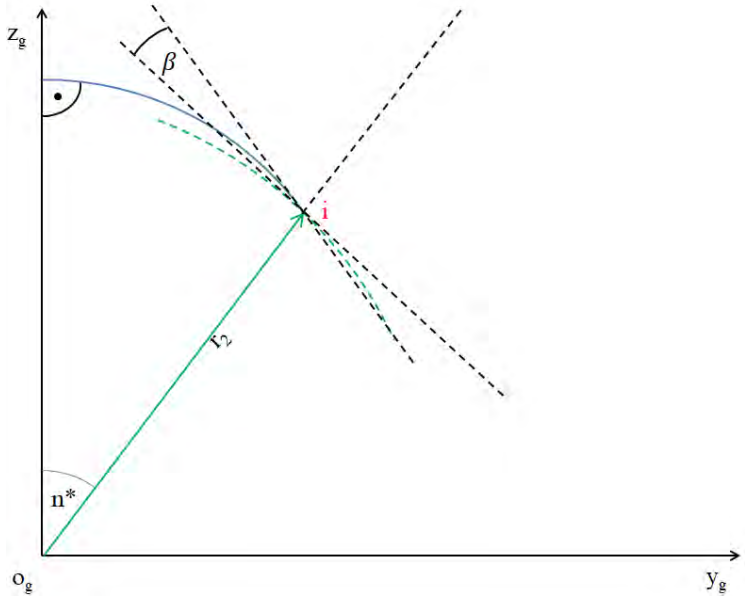
2.2. Układy współrzędnych w metodzie projektowania

Układy współrzędnych stosowane w pracy zaczerpnięto ze źródła [Roberts 1970]. Algorytm projektujący korzysta z dwóch układów współrzędnych do obliczania naprężeń w czaszy oraz taśmach klinowych spadochronu. Pierwszy układ współrzędnych jest umieszczony w płaszczyźnie merydionalnej spadochronu w miejscu przebiegu taśmy klinowej (rys. 1). Ten układ współrzędnych jest wykorzystywany do obliczania kształtu taśmy klinowej oraz do obliczania siły w taśmie klinowej oraz siły normalnej to tejże taśmy.



Rys. 1. Układ współrzędnych związany z taśmą

Drugi układ współrzędnych to układ lokalny zmieniający położenie wzdłuż taśmy klinowej. Początek układu współrzędnych jest położony w przecięciu lokalnego promienia krzywizny taśmy klinowej z globalną osią Z (rys. 2). Oś Z_g przebiega przez środek pasma. Ten układ współrzędnych jest wykorzystywany do obliczenia kąta wybrzuszenia oraz sił obwodowych działających w paśmie spadochronu.



Rys. 2. Układ współrzędnych związany z pasmem

2.3. Układ sił w spadochronie

Projektowanie spadochronu odbywa się w oparciu o następujące założenia:

— Siła w kierunku merydionalnym jest przenoszona całkowicie przez taśmę klinową, materiał nie przenosi sił w tym kierunku.

— Siła w kierunku obwodowym jest przenoszona całkowicie przez materiał pasm spadochronu.

— Wszystkie materiały konstrukcyjne są idealnie sztywne.

— Różnica ciśnienia na obu stronach spadochronu jest stała wzdłuż długości taśmy klinowej.

— Model zakłada, że istnieje równowaga pomiędzy naprężeniami w materiałach spadochronu oraz siłami pochodzącymi od różnicy ciśnienia.

— Model oblicza naprężania w spadochronie w stanie napełnionym.

— Model zakłada, że obliczenia są stacjonarne.

Spadochron jest definiowany kilkoma wielkościami charakterystycznymi. Danymi wejściowymi do algorytmu są promień końcowy r_e oraz promień początkowy (lub promień kominka) r_s definiowany jako procent promienia końcowego (odniesienie do rysunku z układem współrzędnych). Kolejną wielkością charakterystyczną spadochronu jest ilość pasm N. Na podstawie ilości pasm wyznacza się kąt półpasma n w merydionalnym układzie współrzędnych:

$$n = \frac{\pi}{N} \tag{1}$$

oraz w układzie lokalnym pasma (odniesienie do rysunku z lokalnym układem współrzędnych):

$$n^* = n \cdot \sin a \tag{2}$$

Pierwszym krokiem obliczania naprężeń w czaszy spadochronu jest wyznaczenie kształtu taśmy klinowej. Parametryzowany jest bezwymiarowy rozkład krzywizny taśmy klinowej i końcowy kąt pasma. Sparametryzowany rozkład jest całkowany a następnie skalowany tak by uzyskać żądany kąt końca liny, a następnie dla uzyskanego rozkładu kąta całkowany jest kształt liny i skalowany do zadanej średnicy końcowej spadochronu. Parametryzacja rozkładu krzywizny realizowana jest za pomocą sumy funkcji wykładniczej oraz dwóch funkcji Hicks-Henne [Ulaganathan i Balu 2009]

$$\kappa(t) = B + (1 - B) \cdot t^E + HH_1(t; a; t_1; t_2) + HH2(t; a; t_1; t_2) \tag{3}$$

gdzie:
t – bezwymiarowa długość taśmy klinowej,
B, E – stałe sterujące podstawą funkcji parametryzacyjnej,
HH_i – funkcja Hicks-Henne.

Funkcja Hicks-Henne jest definiowana w następujący sposób:

$$HH(t) = \left[\sin\left(\pi + t^{\frac{log0,5}{logt_1}}\right)\right]^{t_2} \quad 0 \le t \le 1 \tag{4}$$

gdzie:
t_i – stałe charakteryzujące daną funkcję HH.

Następnie, na podstawie krzywizny oraz różnicy ciśnień, obliczona zostaje siła w taśmie klinowej:

$$N \cdot T_L \cdot \frac{dz}{dL} = \Delta p \cdot \pi \, (r^2 - r_s^2 \tag{5}$$

W celu obliczenia naprężeń obwodowych w paśmie spadochronu wykorzystuje się równowagę sił w materiale pasma oraz sił wynikających z różnicy ciśnienia.

$$r_2 \sin(n^*)\Delta p = \sigma_c \cdot \sin(n^* + \beta) \tag{6}$$

stąd:

$$\sigma_c = \Delta p \cdot r_2 \cdot \frac{\sin(n^*)}{\sin(n^* + \beta)} \tag{7}$$

Na podstawie siły rozciągającej taśmę klinową oraz krzywizny taśmy oblicza się siłę normalną do liny:

$$dN_L = \kappa_L \cdot T_L = 2\sigma_c \cdot \sin\beta \tag{8}$$

gdzie:

$$\kappa_L = \sqrt{\left(\frac{d^2r}{dL^2}\right)^2 + \left(\frac{d^2z}{dL^2}\right)^2} \cdot Z\left(\frac{d^2z}{dL^2} \cdot \frac{dr}{dL} - \frac{d^2r}{dL^2} \cdot \frac{dz}{dL}\right) \tag{9}$$

gdzie Z to znak liczby będącej wynikiem operacji w nawiasie.

Po podstawieniu σ_c:

$$dN_L = 2\Delta p \cdot r_2 \cdot \sin(n^*) \cdot \left(\frac{\sin\beta}{\sin(n^* + \beta)}\right) \tag{10}$$

Do dalszych obliczeń wymagana jest znajomość kąta β. Podstawiając:

$$\lambda = \frac{\sin\beta}{\sin(n^* + \beta)} = \frac{\sin\beta}{\sin n^* \cos\beta + \sin\beta \cos n^*} \tag{11}$$

Jedyną niewiadomą we wzorze (11) jest λ, pozostałe parametry wynikają z danych wejściowych lub konstrukcji spadochronu. Na podstawie wartości λ, oblicza się kąt wybrzuszenia β oraz naprężenia obwodowe w materiale σ_c.

Po obliczeniu kąta β, funkcja oblicza szerokość danego fragmentu pasma oraz naprężenia promieniowe w tymże fragmencie. Funkcja umożliwia przeniesienie arbitralnie dobranej części naprężeń merydionalnych przez materiał pasma. W takim wypadku następuje odciążenie liny, co przekłada się na mniejsze wybrzuszenia oraz zwiększenie naprężeń promieniowych w materiale. Następnie funkcja oblicza naprężenia zredukowane wzdłuż długości pasma i odnosi je do naprężeń dopuszczalnych materiału.

Na podstawie kąta β oraz szerokości pasma algorytm oblicza kształt wykroju pasma. Na podstawie dopuszczalnych naprężeń, kąta wybrzuszenia, przyrostu kąta wybrzuszenia na metr długości pasma obliczana jest wartość kary dla danego projektu spadochronu. Opisany model siłowy operuje na globalnej tablicy danych, ale zwraca skalar będący funkcją celu dla optymalizatora gradientowego.

Powyższa implementacja modelu obliczającego naprężenia na podstawie bezwymiarowego rozkładu krzywizny taśmy klinowej niesie za sobą kilka zalet. Rozkład krzywizny spadochronu może być użyty do wygenerowania typoszeregu spadochronów o różnej średnicy oraz ilości pasm. Implementacja modelu w jedną funkcję pozwala na użycie gotowych optymalizatorów gradientowych środowiska Python 3.x.

2.4. Algorytm projektujący

Algorytm projektujący spadochron jest zaimplementowany w środowisku programistycznym Python 3.7. Podstawą algorytmu jest funkcja analizująca rozkład sił w taśmie klinowej oraz pasmach spadochronów na podstawie sparametryzowanej krzywizny spadochronu.. Funkcja, oprócz analizy naprężeń w materiale spadochronu, zwraca pojedynczy skalar będący funkcją celu obliczoną na podstawie ciężaru spadochronu, naprężeń maksymalnych w taśmie i materiale oraz odstępstw od fizycznego kształtu spadochronu.

Pierwszą warstwą algorytmu jest algorytm genetyczny. Na podstawie arbitralnie dobranej pierwszej geometrii jest tworzona populacja losowo zaburzonych wektorów projektowych dla każdego z analizowanych współczynników bezpieczeństwa. Następnie każdy z wektor projektowy jest analizowany przez funkcję analizującą, a populacja jest posortowana rosnąco względem funkcji celu.

W kolejnym kroku geometria początkowa jest optymalizowana przez optymalizator gradientowy. Jeżeli wartość funkcji celu po optymalizacji jest mniejsza niż najgorszego przedstawiciela populacji, wektor projektowy zostaje dopisany do populacji. Następnie populacja jest ponownie sortowana, a algorytm oblicza kryterium zbieżności Cauchy'ego na podstawie kilku najlepszych przedstawicieli populacji. Jeżeli kryterium zbieżności nie jest osiągnięte, algorytm genetyczny wybiera losowo dwa wektory projektowe z populacji i tworzy na ich podstawie nowy wektor geometrii początkowej i parsuje ją do optymalizatora gradientowego. Jeżeli kryterium zbieżności jest osiągnięte, algorytm przerywa pętlę optymalizatora genetycznego i kończy działanie.

Końcowa populacja jest sortowana i zapisana. Tablica z danymi dla najlepszego spadochronu, współrzędne r, z taśmy klinowej oraz współrzędne x, y, z pasma spadochronu zostają zapisane do plików tekstowych. Program ponadto generuje wysokiej jakości plik graficzny z wykrojem pasma spadochronu.

3. PROJEKT SPADOCHRONU

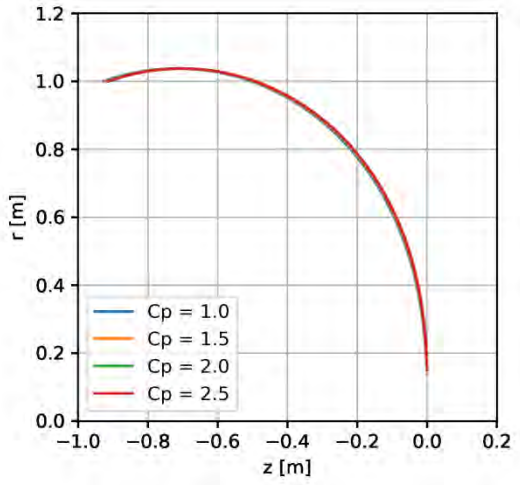
Algorytm projektujący spadochron został ustawiony do zaprojektowania typoszeregu czterech spadochronów o 18 pasmach, docelowym promieniu 1m, promieniu kominka oraz współczynnikach ciśnienia cp = 1.0, 1.5, 2.0, 2.5. Zadana prędkość przepływu użyta do obliczenia ciśnienia dynamicznego to 20 m/s. Wszystkie spadochrony z typoszeregu są projektowane dla docelowego współczynnika bezpieczeństwa 10 dla następujących materiałów:

Tabela 1

Zestawienie materiałów użytych to budowy spadochronu

Materiał	Zastosowanie	Gramatura	Wytrzymałość
Nylon ripstop	Pasma czaszy	32 g/m2	5666 N/m
Taśma poliamidowa 16mm	Taśmy klinowe	9.82 g/m	3000 N/m
Dyneema 1.5mm	Liny podczaszowe	1.5 g/m	3000 N

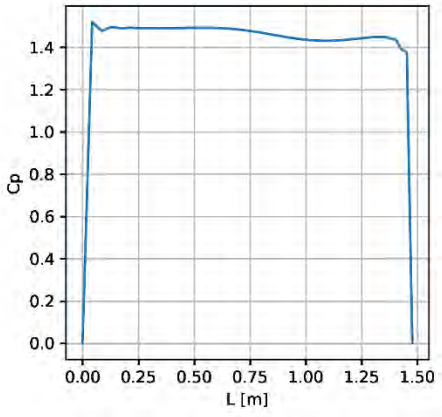
Porównanie profili taśmy klinowej spadochronów przedstawiono na rysunku:



Rys. 3. Porównanie profili taśmy klinowej spadochronów o różnych współczynnikach ciśnienia

Mimo różnych warunków początkowych, uzyskane profile spadochronu są niemal identyczne. Oznacza to, że zmiana naprężeń projektowych powinna odbywać się przez zmianę gęstości i prędkości przepływu zamiast współczynnika ciśnienia.

Projekt spadochronu z $C_p = 1.5$ został przebadany za pomocą osiowosymetrycznej analizy CFD. Uzyskany współczynnik ciśnienia na taśmie klinowej przedstawiono na rys. 4. średni współczynnik badanego spadochronu wynosi około 1.46.



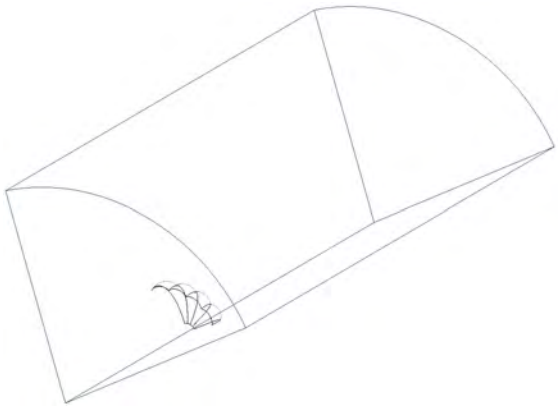
Rys. 4. Przebieg współczynnika ciśnienia wzdłuż pasma spadochronu w osiowosymetrycznej analizie CFD

4. ANALIZA CFD

4.1. Geometria

Powstała geometria czaszy spadochronu składa się z 18 pasm. Jego średnica referencyjna wynosi 2,25 m. Średnica komina jest równa 0,4 m. Wymiary czaszy nie odpowiadają rzeczywistym wymiarom ani czaszy spadochronu pilotującego ani głównego, które będą częścią systemu odzysku rakiety Hexa 2.

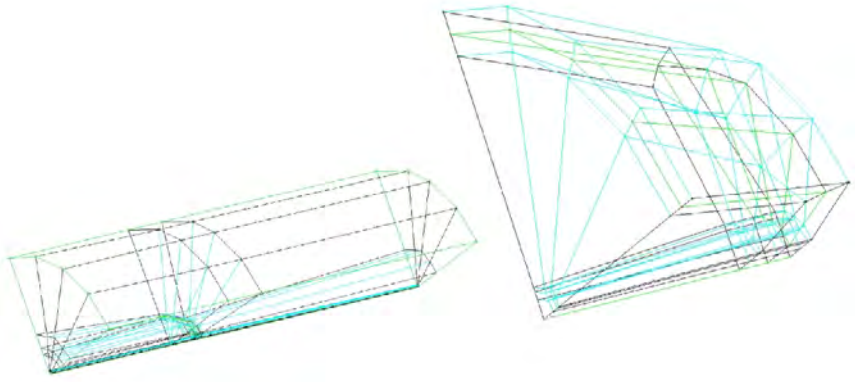
Trójwymiarowa geometria domeny obliczeniowej obejmuje 4 z 18 pasm spadochronu. Analiza takiego wycinka czaszy pozwala na wykonanie siatki o wysokich kryteriach jakościowych oraz pozwala uniknąć długotrwałych analiz pełnej geometrii. Kształt wypełnionej czaszy spadochronu został przewidziany przez narzędzie projektowe i przeniesiony go chmury punktów, na podstawie której stworzono powierzchnię pojedynczego pasma, którą następnie powielono do 40 pasm. Geometria nie uwzględnia lin podczaszowych oraz taśmy centralnej. Geometria zakłada, że czasza spadochronu jest idealnie sztywna. Domenę obliczeniową przedstawiono na rysunku poniżej.



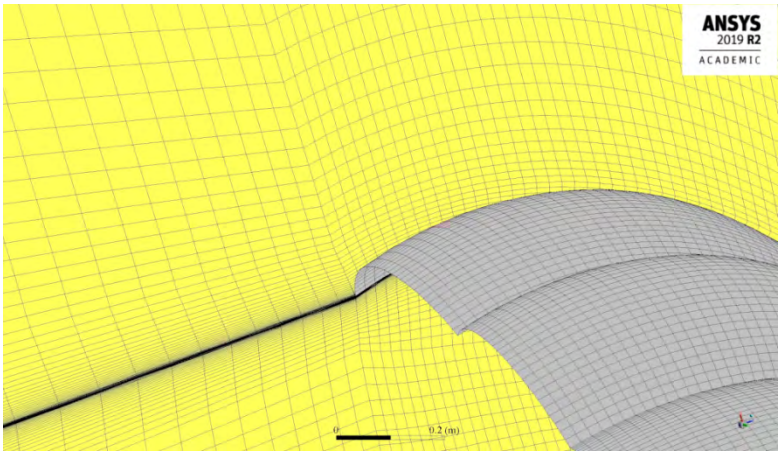
Rys. 5. Domena obliczeniowa do analiz CFD

4.2. Siatka i preprocessing

Na potrzeby analiz CFD wykonana została siatka składająca się z 5 234 096 sześciościennych komórek. Siatka została w całości wykonana w programie ICEM CFD [ANSYS ICEM CFD Tutorial Manual]. Stworzona topologia jest typu "Half-C", kontroluje ona warstwę przyścienną przy powierzchni spadochronu. Kwadratura topologicznego trójkąta została osiągnięta za pomocą globalnego zastosowania bloku typu Y. Liczba bloków w domenie wynosi 88. Wartość bezwymiarowej odległości od ściany y+ zawiera się w przedziale od 4,5 do 10.



Rys. 6. Topologia pełnej domeny i spadochronu



Rys. 7. Gęstość siatki obliczeniowej dla projektowanego spadochronu

Analizy CFD zostały wykonane w programie Ansys Fluent 18.1 [ANSYS Fluent Theory Guide]. Wykonano szereg pięciu analiz dla różnych liczb Reynoldsa w celu przeskalowania przepływu dla spadochronów, które będą użyte w systemie odzysku rakiety sondażowej Hexa 2. Spadochrony te będą miały odpowiednie średnice referencyjne: pilotujący – 1,05 m, główny – 3,25 m. Tabela 2 zawiera zestawienie podstawowych warunków atmosferycznych dla danej wysokości nad poziomem morza, prędkości założeniowych, które wystąpią na danej wysokości i wielkości spadochronu oraz liczb Reynoldsa dla przeprowadzonych analiz.

Tabela 2

Zestawienie warunków atmosferycznych, średnic spadochronów, zakładanych prędkości oraz liczb Reynoldsa dla danej wysokości nad poziomem morza

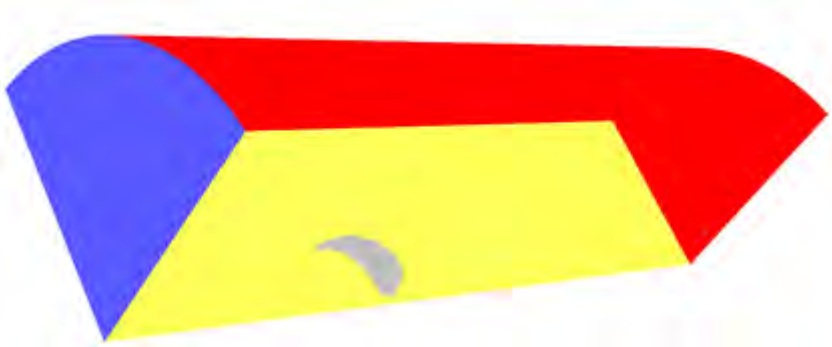
H (m n.p.m.)	D (m)	p (Pa)	$v_a \left(\frac{m}{s}\right)$	$v_g \left(\frac{m}{s}\right)$	$\rho \left(\frac{kg}{m^3}\right)$	$\nu \left(\frac{kg}{ms}\right)$	Re
10 000	1,05	36983.6	46	21,47	0,4136	1,46e-05	1,4e6
8 0000	1,05	36122	115	53,67	0,52577	1,53e-05	4,2e6
500	3,25	96724	23	33,22	1,1673	1,77e-05	3,4e6
500	3,25	96724	23	10,73	1,1673	1,77e-05	1,1e6
0	3,25	101325	7,65	11,05	1,225	1,79e-05	1,7e6

Dla wszystkich analiz zastosowano identyczne ustawienia programu w celu osiągnięcia możliwie porównywalnych wyników. Do wykonania analiz stałych

w czasie użyty został solver ciśnieniowy ze względu na pomijalną ściśliwość przepływu dla założonych prędkości. Zastosowany model powietrza posiada stałą gęstość i lepkość. Użytym modelem turbulencji jest k-w SST ze względu na niskie koszty oraz względnie wysoką dokładność obliczeń w porównaniu do innych modeli turbulencji wykorzystujących metodę RANS [Bardina, Huang i Coakley 1997].

Warunki brzegowe określone w domenie obliczeniowe zostały zobrazowane kolorami na rys. 8 i są następujące:

- Velocity inlet – kolor niebieski,
- Pressure outlet – kolor czerwony,
- Periodic – kolor żółty oraz płaszczyzna niewidoczna na rysunku,
- No slip wall – kolor szary.



Rys. 8. Zobrazowanie warunków brzegowych w analizie CFD

Warunek brzegowy określający periodyczność przepływu został zastosowany ze względu na względnie wysoką dokładność rozwiązywania pola przepływowego na jego brzegach w porównaniu do warunku symetrii.

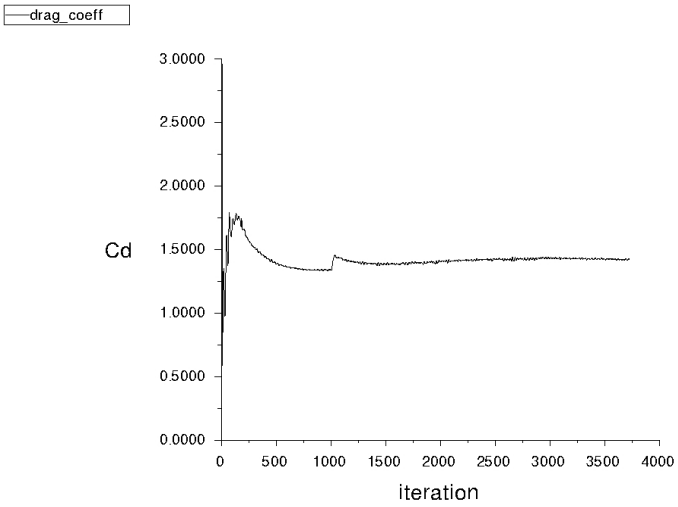
W celu sprzężenia ciśnienia i prędkości zastosowany został schemat dyskretyzacji SIMPLE (Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equations). Schematami dyskretyzacji użytymi w analizie były: ciśnienie – drugiego rzędu, pęd, turbulentna energia kinetyczna, właściwa prędkość rozpraszania – QUICK (Quadratic Upstream Interpolation for Convective Kinematics).

5. WYNIKI ANALIZ CFD

5.1. Kryterium zbieżności

Ustalono, że kryterium zbieżności analiz będzie stabilizacja współczynnika siły oporu na powierzchni czaszy spadochronu. Przebiegi ustalania się tego współczynnika w analizach były do siebie bardzo zbliżone. Na rys. 9 przedstawiono przykła-

dowy wykres ustalania się współczynnika oporu (analiza, w której Re = 4,2e6). Zauważalna na nim jest zmiana schematu dyskretyzacji (pierwszego rzędu na QUICK). Zbieżności współczynnika oporu towarzyszyło wypłaszczanie się reszt skończonych.



Rys. 9. Zobrazowanie ustalania się współczynnika oporu w analizie CFD

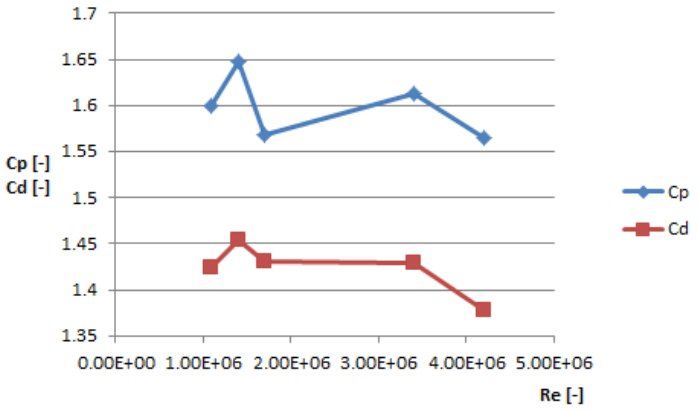
5.2. Analiza współczynnika oporu i ciśnienia

W tabeli 3 przedstawione zostały końcowe wartości współczynników oporu i ciśnienia dla wszystkich pięciu przeprowadzonych analiz. Wyniki te zostały zobrazowane na rys. 10.

Tabela 3

Zestawienie współczynników oporu i ciśnienia z liczbą Reynoldsa przepływu

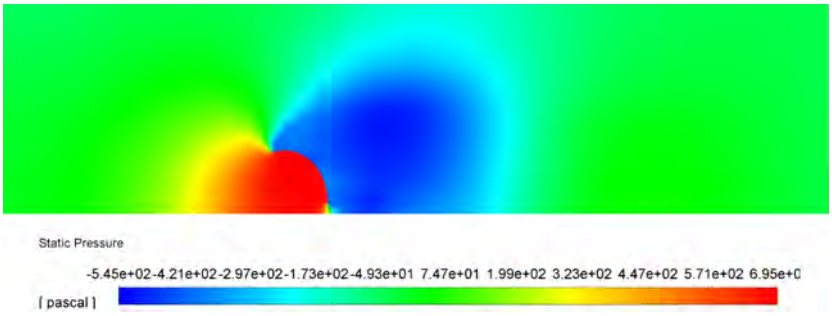
Re	1,4e6	4,2e6	3,4e6	1,1e6	1,7e6
Cp	1,647	1.566	1.612	1.600	1.568
Cd	1,454	1.378	1.428	1.424	1.431



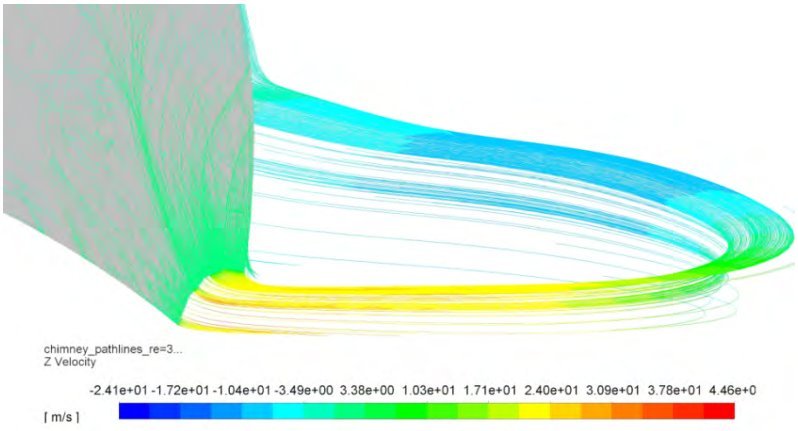
Rys. 10. Współczynnik ciśnienia i oporu w funkcji liczby Reynoldsa

5.3. Wizualizacje pól przepływowych

Ze względu na jakościowy charakter wizualizacji pól przepływowych poniższe rysunki odzwierciedlają wyniki analiz dla liczby Reynoldsa przepływu równej 3,4e6. Rysunek 11 przedstawia rozkład ciśnienia statycznego w domenie obliczeniowej. Zauważalny jest stały jego rozkład przy geometrii czaszy spadochronu.

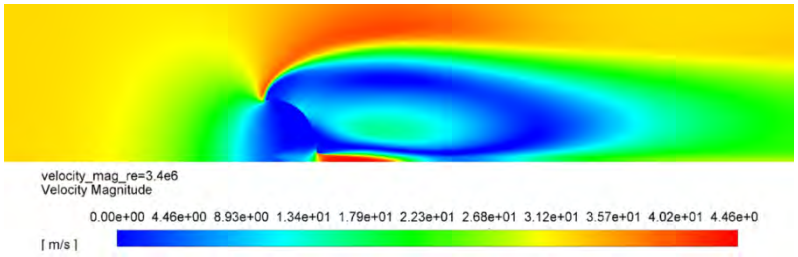


Rys. 11. Kontury ciśnienia statycznego w domenie obliczeniowej na płaszczyźnie przechodzącej przez taśmę klinową



Rys. 12. Linie prądu powstałe przy kominku spadochronu

Rysunek 12 przedstawia linie prądu powstające w przepływie za spadochronem przy kominku w funkcji prędkości w kierunku zgodnym z przepływem. Zauważalne jest charakterystyczne zawrócenie przepływu za geometrią spadochronu.



Rys. 13. Kontury prędkości w domenie obliczeniowej na płaszczyźnie przechodzącej przez taśmę klinową

6. WNIOSKI I DALSZY ROZWÓJ

Stworzone narzędzie pozwala na projektowanie spadochronów o czaszy okrągłej zoptymalizowanych pod względem ciężaru, wytrzymałości i technologiczności. Projekty spadochronów zwrócone przez program charakteryzują się współczynnikiem oporu odniesionym do powierzchni rzutu czołowego spadochronu około 1.45 oraz średnim współczynnikiem ciśnienia rzędu 1.6, niezależnie od zadanego współczynnika ciśnienia.

Przedstawione analizy CFD obarczone są pewnym poziomem niepewności. Pola przepływowe uzyskane przez analizę stacjonarną RANS wycinka 2/9 pełnej geometrii są charakterystyczne dla analizy przepływowej niepełnej geometrii. Ana-

liza nie wykazała charakterystycznych wirów i oderwań towarzyszących przepływom wokół ciał nieopływowych. Aby uzyskać pełne informacje na temat oporu aerodynamicznego oraz rozkładu współczynników ciśnienia na powierzchni spadochronu, należy wykonać analizę niestacjonarną DDES (Delayed Detached Eddie Simmulation) lub inną hybrydową analizę RANS+LES w celu odwzorowania charakterystycznych dla przepływów oderwanych cech przepływu. Takie analizy wymuszają użycie pełnych geometrii oraz siatek o wysokiej rozdzielczości wynoszącej 0.21 długości charakterystycznej wiru. Prowadzi to do niezwykle kosztownych obliczeniowo i długotrwałych analiz. Należy pamiętać, że spadochron podczas opadania „oddycha", tj. zmienia średnicę czaszy i kształt wybrzuszeń pod wpływem działania sił aerodynamicznych oraz sprężystości materiału. Przedstawione analizy nie uwzględniają odkształcenia materiału oraz wpływu zmiany kształtu spadochronu na jego charakterystyki aerodynamiczne. Aby numerycznie zbadać wzajemny wpływ tych zjawisk, należy przeprowadzić analizę typu FSI (Fluid Structure Interaction), co w połączeniu z wymogami dla modelowania turbulencji dodatkowo zwiększa kosztowność analiz.

LITERATURA

1. ANSYS Fluent Theory Guide , Release 15.0, Ansys Inc, Listopad 2013.
2. ANSYS ICEM CFD Tutorial Manual, Ansys ICEM CFD 15, Listopad 2013.
3. Bardina J.E., Huang P.G., Coakley T.J., 1997, Turbulence Modeling Validation, Testing, and Development, NASA Technical Memorandum 110446, Kalifornia.
4. Dunan W.J, Stevens G.W.H., Richards G.J., 1942. Theory of Flat Elastic Parachute R&M 2118.
5. Jones R., 1923, Aerodynamic Characteristics of Parachutes. A comprehensive Account of Researchers incorporated in Various Papers submitted to the Advisory Committee for Aeronautics. R&M 862.
6. Lester W., 1963. A Note on the Generalisation of Elastic Curves Representing Parachute Shapes. ARC C.P 665, Londyn.
7. Roberts B., 1970. The shape and stresses in an arbitrarily shaped gore parachute under an arbitrary pressure distribution [materiały konferencyjne 3rd Aerodynamic Deceleration Systems Conference] Dayton, s. 1-12.
8. Ulaganathan S., Balu R., 2009, Optimum Hierarchial Bezier Parametrisation of Arbitrary Curves and Surfaces [materiały konferencyjne 11th Annual AeSI CFD Symposium] Bengaluru.

DESIGN AND CFD ANALYSIS OF A SOUNDING ROCKET PARACHUTE

Abstract

The paper presents an approach to parachute design and preliminary CFD analyses to prove the concept. The developed design tool incorporates gradient and genetic optimization. A series of parachutes were designed with different coefficients of pressure. Their canopies were then compared and the coefficients of pressure were estimated using axisymmetric CFD analyzes. A series of 3D RANS analyzes were made with the respect to atmospheric conditions at certain design points – altitudes for both drogue and main parachutes which are meant to be a part of recovery system of HEXA 2 rocket which is being designed and developed by PUT RocketLab scientific club.

Keywords: parachute design, optimization, CFD, sounding rockets

Wiktor HOFFMANN*

TRANSONICZNY TUNEL AERODYNAMICZNY W KONFIGURACJI TUBY LUDWIEGA

W artykule opisano cel budowy tunelu aerodynamicznego, którego konstrukcja bazuje na koncepcji tuby Ludwiega. Przedstawiona została zasada działania tego tunelu oraz jego konstrukcja. Wskazano możliwe zastosowania badawcze oraz opisano jeden z możliwych przypadków pomiarowych.

Słowa kluczowe: tunel aerodynamiczny, tuba Ludwiega, przepływ transoniczny

1. WPROWADZENIE

Transoniczny tunel aerodynamiczny w konfiguracji tuby Ludwiega został zaprojektowany i jest budowany w Instytucie Energetyki Cieplnej Politechniki Poznańskiej. Prace projektowe oraz część prac związanych z wykonaniem elementów tunelu zostały wykonane w 2017 roku w ramach działalności statutowej Instytutu.

Głównym celem podjętych prac było stworzenie uniwersalnego stanowiska laboratoryjnego, które umożliwiłoby badanie przepływów transonicznych. Jest to konieczne do uzupełnienia prowadzonych badań analitycznych o element walidacyjny oraz prowadzenia badań nad zjawiskami, które nie są możliwe do uwzględnienia w symulacjach komputerowych.

Wśród możliwych do realizacji tematów badawczych należy wyróżnić badanie przepływu przez płaskie palisady sprężarkowe i wentylatorowe, badanie metod kontroli warstwy przyściennej, badania przepływów dyfuzorowych i dyszowych z uwzględnieniem wektorowania ciągu, a także badanie aerodynamiki zewnętrznej. Projektowany tunel można skonfigurować do działania jako tubę uderzeniową (ang. *Shock Tube*) do generowania skoków ciśnienia i temperatury w czasie rzędu mikrosekund [Igra i Seiler 2015]. Pozwoli to na badanie zjawisk zachodzących w gazach pod

* Instytut Energetyki Cieplnej, Politechnika Poznańska.

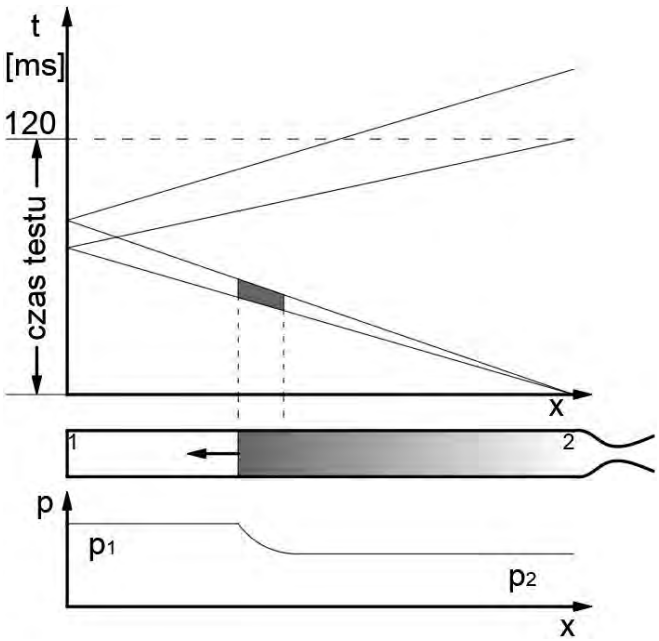
wysokimi ciśnieniami i temperaturami, bez konieczności posiadania aparatury odpornej na stacjonarnie wysokie temperatury.

2. TUBA LUDWIEGA

2.1. Zasada działania

W przeciwieństwie do transonicznych tuneli aerodynamicznych, w których przepływ jest wymuszany przez różnicę ciśnień między dwoma, nieciśnieniowanymi zbiornikami, tuba Ludwiega generuje krótkotrwały, lecz stacjonarny, transoniczny, przepływ płynu [Cummings i McLaughlin 2012].

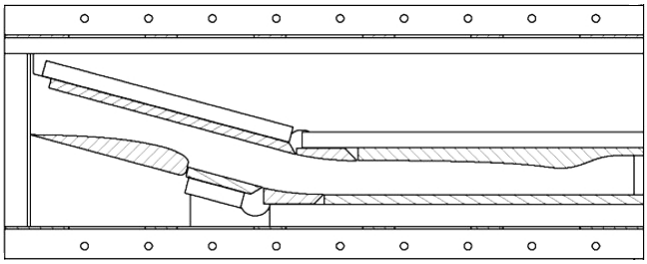
W tubie sprężony gaz (np. powietrze) oddzielony jest od sekcji testowej za pomocą zaworu szybko otwierającego. Otwarcie zaworu powoduje wypływ gazu do dyszy zbieżno-rozbieżnej, której przekrój krytyczny reguluje strumień masy wypływającego płynu.Rozprężanie się gazu powoduje powstanie fali uderzeniowej, która przemieszcza się od dyszy, następnie odbija od kołnierza zamykającego tubę i powraca w kierunku dyszy. W okresie między ustabilizowaniem przepływu a powrotem odbitej fali uderzeniowej do dyszy przepływ przez przekrój krytyczny jest stacjonarny. Schemat zjawiska został przedstawiony na rys. 1.



Rys. 1. Schemat rozprężana gazu w tubie Ludwiega

2.2. Przykładowa sekcja testowa

Jedną z planowanych sekcji testowych stanowi model sprężarkowej, płaskiej, palisady łopatkowej, której koncepcję przedstawiono na rys. 2. Prowadzone badania mają służyć walidacji badań analitycznych nad akustyką przepływów [Mosiężny, Ziegler 2018].

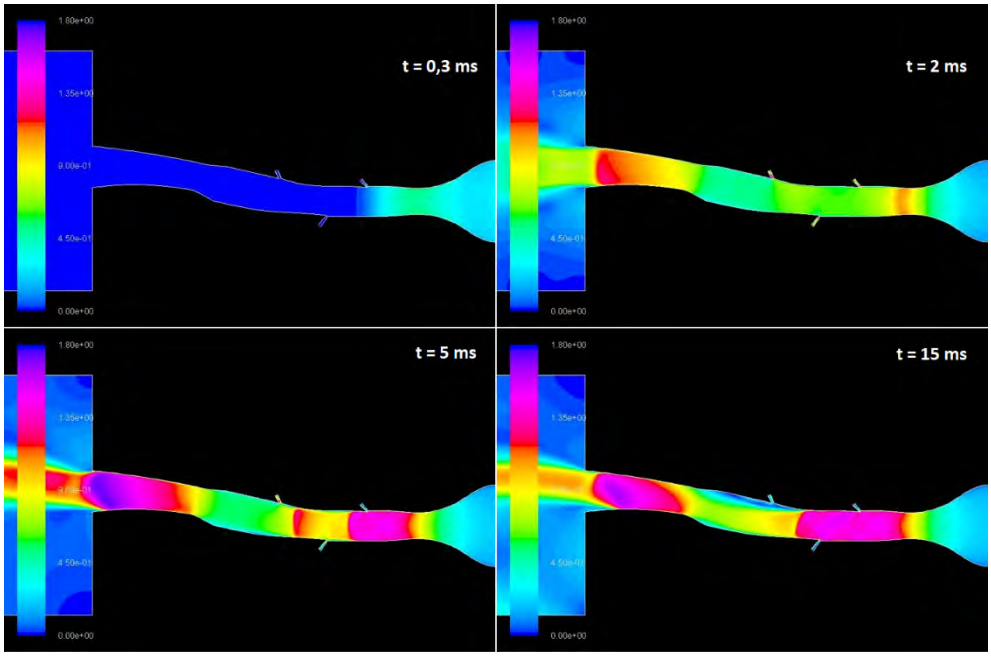


Rys. 2. Projekt sekcji testowej dla płaskiej palisady łopatkowej

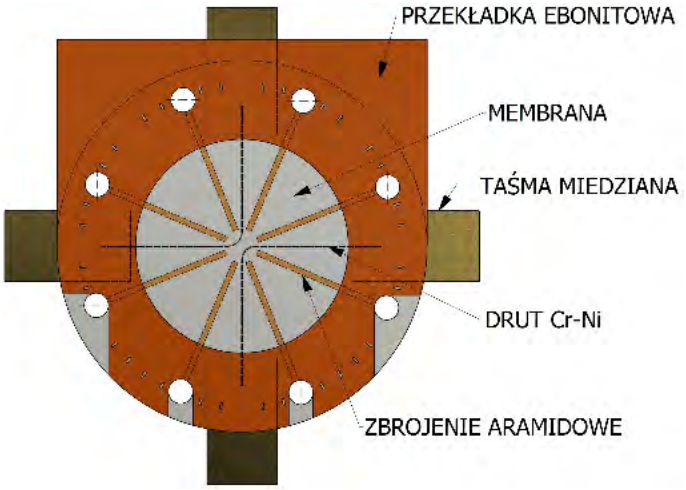
W celu odtworzenia rzeczywistych warunków napływu na palisadę łopatkową konieczne jest zastosowanie wielopunktowego odsysania warstwy przyściennej, które może być realizowane poprzez zastosowanie pompy próżniowej lub bezpośredni upust do atmosfery. Symulację początku przepływu przez omawiany przypadek sekcji testowej przedstawiono na rys. 3. Potwierdza ona skuteczność odsysania warstwy przyściennej oraz pozwala określić czas stabilizacji przepływu przez kanał międzyłopatkowy, który musi być znacznie krótszy od czasu pomiaru.

2.3. Membrana jako zawór szybkiego działania

Funkcję szybkiego zaworu pełni membrana, wykonana ze zgrzewanych warstw folii PET. Liczba warstw oraz ich grubość są uzależnione od ciśnienia, do jakiego napełniana jest tuba. W celu zwiększenia wytrzymałości i zapobieganiu defragmentacji można zastosować dodatkowe zbrojenie w postaci włókien aramidowych. Elementem inicjującym pęknięcie membrany (otwarcie zaworu) jest chromowo-niklowy drut oporowy zatopiony pomiędzy warstwami membrany. Elementem sterującym układu jest tyrystor dużej mocy, natomiast zasilanie stanowi bateria kondensatorów o dużej pojemności.



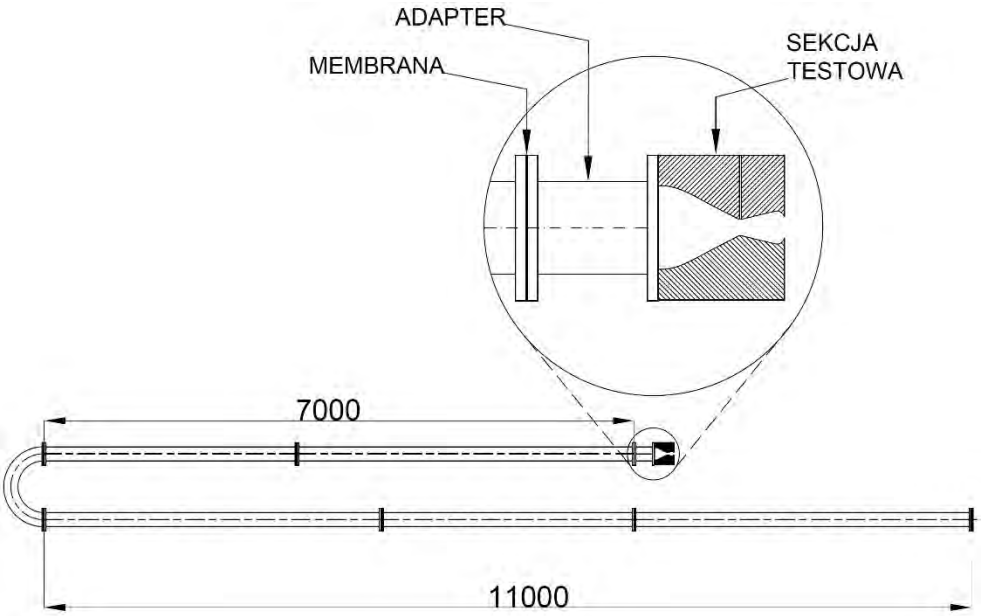
Rys. 3. Liczba Macha w symulacji przepływu przez tunel aerodynamiczny z sekcją testową zawierającą płaską palisadę łopatkową [Mosiężny, Ziegler 2018]



Rys. 4. Schemat membrany zamykającej tubę

2.4. Budowa i parametry

Budowana tuba Ludwiega składa się z segmentów rur o średnicy wewnętrznej 168,3 mm, połączonych w rurociąg o długości 19 m (rys. 5). Wymiary stanowiska są ograniczone wielkością dostępnego pomieszczenia laboratoryjnego, jednak nie wyklucza się późniejszych zmian i rozbudowy. Sekcję testową poprzedza adapter umożliwiający przejście z przekroju kołowego na prostokątny, który może być wykorzystywany dla badania przepływów nieosiowosymetrycznych oraz płaskich (quasi-dwuwymiarowych).



Rys. 5. Budowana tuba Ludwiega

Dla tak zaprojektowanego urządzenia przewidziano następujące parametry maksymalne:

- ciśnienie w tubie: 5 bar,
- liczba Macha: 3,4,
- strumień masy: 7,2 kg/s,
- czas testu 0,12 s,
- liczba Reynoldsa dla sekcji testowej: $6{,}5*10^8$.

3. PODSUMOWANIE

Tuba Ludwiega jest efektywnym i tanim w budowie sposobem wywoływania przepływów transonicznych w sekcjach testowych tuneli aerodynamicznych. Jest także jedną z niewielu dostępnych metod pozwalających na badanie stacjonarnego przepływu naddźwiękowego w warunkach laboratoryjnych.

Budowany aparat badawczy umożliwi prowadzenie kompleksowych badań, łączących elementy obliczeń numerycznych i walidacji eksperymentalnej.

Modułowa konstrukcja stanowiska i szeroki zakres dostępnych parametrów pozwolą na badanie szerokiej gamy przypadków przepływu, takich jak dyfuzory, dysze i elementy maszyn wirnikowych.

LITERATURA

Pozycje książkowe

1. Igra O., Seiler F. R., 2015, Experimental Methods of Shock Wave Research, Springer, eBook.

Artykuły w materiałach konferencyjnych

1. Cummings R. M., McLaughlin T. E., 2012, Hypersonic Ludwieg Tube Design and Future Usage at the US Air Force Academy [materiały konferencyjne 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition], Nashville, Tennessee.
2. Mosiężny J., Ziegler B., 2018, Design of the low cost transonic wind tunnel apparatus [materiały konferencyjne XXIII Fluid Mechanics Conference], Zawiercie.

TRANSONIC AERODYNAMIC TUNNEL IN THE LUDWIEG TUBE CONFIGURATION

Abstract

This article describes the purpose of building a wind tunnel based on Ludwieg Tube. The principle of operation and construction are presented. Possible research applications were indicated and one of the possible measurement cases was described.

Keywords: wind tunnel, Ludwieg Tube, transonic flow

Wiktor HOFFMANN*
Mariusz ŻOKOWSKI**

OPTYMALIZACJA AEROAKUSTYKI ŚMIGŁA Z WYKORZYSTANIEM ALGORYTMÓW GENETYCZNYCH

W artykule przedstawiono matematyczną definicję hałasu i wykrywalnego poziomu ciśnienia akustycznego oraz opisano zasadę działania algorytmu genetycznego optymalizującego geometrię śmigła pod kątem obniżenia jego emisji akustycznej. Omówiono również etapy tworzenia modelu trójwymiarowego oraz prototypu śmigła.

Słowa kluczowe: śmigło, bezzałogowy statek powietrzny, aeroakustyka, algorytm genetyczny, optymalizacja, modelowanie trójwymiarowe

1. WPROWADZENIE

Artykuł stanowi opis wybranych fragmentów prac, realizowanych wspólnie przez Instytut Energetyki Cieplnej Politechniki Poznańskiej oraz Zakład Kompozytowych Konstrukcji Lotniczych Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, mających na celu optymalizację kształtu śmigła komercyjnego, stosowanego w bezzałogowym statku powietrznym (BSP), które będzie charakteryzowało się obniżoną emisją akustyczną oraz zwiększonymi parametrami mechanicznymi [Raport prac projektowych, dane niepublikowane].

Jednym z etapów prac projektowych było stworzenie narzędzi projektowych, w postaci programów komputerowych, wspomagających projektowanie śmigieł o obniżonej emisji akustycznej. W artykule przedstawiono sposób matematycznej interpretacji emisji akustycznej oraz ludzkiej zdolności wykrywania dźwięku. W kolejnych rozdziałach opisano zasadę działania optymalizatora, będącego częścią stworzonych programów i bazującego na algorytmie genetycznym z biblioteki SciPy Optimize [SciPy Optimize…].

* Instytut Energetyki Cieplnej, Politechnika Poznańska.
** Zakład Kompozytowych Konstrukcji Lotniczych, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych.

Przeprowadzony przegląd literatury wskazuje, iż większość badań pod kątem emisji akustycznej skupia się na pracach eksperymentalnych. Próby analitycznego opisu zjawiska hałasu zostały podjęte przez naukowców z AFAPL (Air Force Aero Propulsion Laboratory, Ohio, USA) [Barry i Magliozzi 1971]. Wyznaczyli oni zestaw funkcji falowych ciśnienia akustycznego dla śmigła z uwzględnieniem dwóch źródeł hałasu: grubościowego, spowodowanego kształtem łopaty (ang. thickness noise) oraz obciążeniowego, wywołanego oddziaływaniami wirującego pola ciśnienia wokół łopaty na skutek interakcji z powietrzem opływającym łopatę (ang. loading noise), zarówno dla inercjalnego i nieinercjalnego układu odniesienia (względem śmigła i obserwatora znajdującego się w określonej odległości od śmigła).

Wybrana metoda projektowania aerodynamiki śmigła, oparta na metodologii analizy pola prędkości indukowanej, została szczegółowo przedstawiona przez Adkinsa i Liebeckta [1994]. Z uwagi na niedużą liczbę stopni swobody tego typu analizy, zdecydowano o stworzeniu algorytmu projektującego jako algorytmu genetycznego optymalizującego skalarny funkcjonał celu. Takie podejście nie jest ograniczone np. założeniem minimum strat indukowanych, pozwala na arbitralny dobór ograniczeń dla zmiennych projektowych wynikających np. z ograniczeń technologicznych oraz pozwala na dużą elastyczność metody np. pod kątem doboru kierunku optymalizacji.

Charakterystyki zaprojektowanego śmigła zostały porównane ze śmigłem referencyjnym (bazowym), stanowiącym produkt komercyjny firmy Aeronaut, o średnicy i posuwie 18” x 11”, które jest aktualnie wykorzystywane w rozwiązaniach systemów bezzałogowych w Instytucie Technicznym Wosjk Lotniczych dla stałopłatów. Zoptymalizowane śmigło przewidziano do zainstalowana w BSP w celu zweryfikowania właściwości wydajnościowych i stopnia redukcji hałasu na wcześniej zdefiniowanych wysokościach. Założono, że właściwości wydajnościowe nie powinny być gorsze od tych generowanych przez śmigło bazowe. W celu ograniczenia masy założono, że śmigło po optymalizacji będzie dwuczęściowe i wykonane z kompozytu zbrojonego włóknami węglowymi, mocowane do piasty tak jak śmigło bazowe.

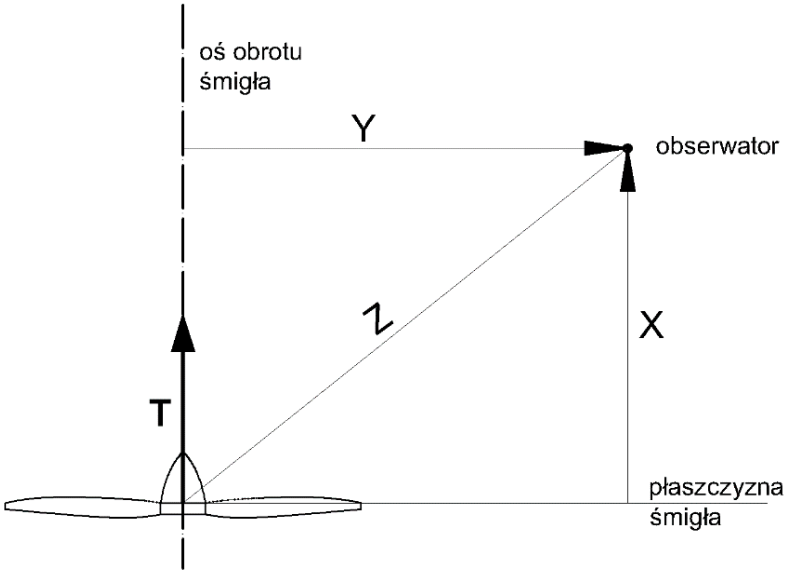
2. GENEZA ZADANIA

Ze względu na zastosowanie tego rodzaju śmigieł do obiektów o przeznaczeniu wojskowym, dedykowanym przede wszystkim do obserwacji terenu z powietrza i prowadzenia działań rozpoznawczych, wymagana jest ich mała albo znikoma wykrywalność. W związku z powyższym dla systemów bezzałogowych statków powietrznych jest to krytyczny parametr w trakcie pozyskiwania tego typu sprzętu na wyposażenie danego rodzaju sił zbrojnych. Emisja akustyczna (hałas) wytwarzany przez zespół napędowy, śmigło czy też sam płatowiec, jest w obiekcie zainteresowań użytkownika końcowego oraz kadry inżynierskiej projektującej dane rozwiązanie. Dlatego też obniżenie (uzyskanie jak najniższej) sygnatury akustycznej dla tego typu obiektów zmniejsza prawdopodobieństwo wykrycia obiektu bezzałogowego w pobliżu teatru

działań oraz zwiększa prawdopodobieństwo sukcesu misji z użyciem tego typu rozwiązań. W artykule zostały zaprezentowane wyniki prac mające na celu optymalizację geometrii śmigła komercyjnego pod kątem obniżenia jego emisji akustycznej, a w wyniku realizacji prac wytworzenie nowego śmigła o obniżonej aeroakustyce przy zachowaniu parametrów wydajnościowych.

3. AEROAKUSTYKA ŚMIGŁA W KONTEKŚCIE LUDZKIEJ ZDOLNOŚCI DO WYKRYWANIA DŹWIĘKU

Przy wyznaczaniu poziomu hałasu generowanego przez zaprojektowane śmigło wzięto pod uwagę dwa główne źródła: hałas obciążeniowy i hałas grubościowy. Obliczenia dotyczące akustyki wykonano w układzie odniesienia związanym z obserwatorem, w precyzyjnie określonej odległości od źródła (rys. 1).



Rys. 1. Układ odniesienia do obliczeń aeroakustycznych

Odległość od źródła dźwięku, skorygowana o poprawkę wyrażoną za pomocą liczby Macha [Barry i Magliozzi 1971], wynosi:

$$S_0 = \sqrt{X^2 + (1 - M^2) \cdot Y^2} \tag{1}$$

gdzie:
X, Y – współrzędne położenia obserwatora,
M – liczba Macha.

Argument funkcji Bessela, wykorzystywanej przy wyznaczeniu ciśnienia akustycznego wynosi:

$$b = \frac{m\,B\,\omega\,R\,Y}{a\,S_0} \tag{2}$$

gdzie:
m – zmienna związana z rzędem harmonicznej składowej fali akustycznej,
B – liczba łopat śmigła,
ω – prędkość obrotowa śmigła,
R – całkowity promień śmigła,
α – kąt natarcia.

Ciśnienie akustyczne generowane przez śmigło wynosi odpowiednio:
– dla hałasu obciążeniowego:

$$p_{LN} = \frac{16\,\rho\,\omega^2\,R^4}{4\,\phi^3\,S_0}\int_{hub}^{tip}\frac{r}{b\,cos\phi}\cdot\sin\frac{m\,c\,B\,b\cos\phi}{2r} \cdot\left[A_1\cdot\frac{dC_t}{dr}+\frac{2\,R}{2\,\phi\,r^2}\frac{dC_p}{dr}\right] \cdot[J_{mB}-A_2\cdot r(J_{mB-1}-J_{mB+1})]dr \tag{3}$$

– dla hałasu grubościowego:

$$p_{TN} = \frac{\rho\,m^2\,\omega^2\,B^3}{2\,\phi\,(1-M^2)}\cdot\frac{(S_0+M\,X)^2}{S_0^3} \cdot\int_{hub}^{tip}K\,t_b\cdot c^2 \cdot[J_{mB}-A_2\cdot r(J_{mB-1}-J_{mB+1})]dr \tag{4}$$

gdzie:
ρ – gęstość powietrza,
ϕ – kąt przepływowy,
c – cięciwa profilu,
natomiast:

$$A_1 = \omega\left(\frac{M+\frac{X}{S_0}}{a(1-M^2)^4}\right) \tag{5}$$

Sama funkcja Bessela pierwszego rodzaju w formie całkowej przedstawia się następująco:

$$J_k(x) = \frac{1}{\phi}\int_0^{\phi} \cos(k\,r - x\sin r\,)\,dr \tag{6}$$

gdzie:
k – rząd funkcji Bessela (wartość całkowita używana przy reprezentacji całkowej)

$$A_2 = \frac{(1-M^2)Y}{2\,S_o^2} \tag{7}$$

Poziom ciśnienia akustycznego SPL (ang. Sound Pressure Level) dźwięku pochodzącego z obu rozważanych źródeł można wyznaczyć wtedy za pomocą zależności:

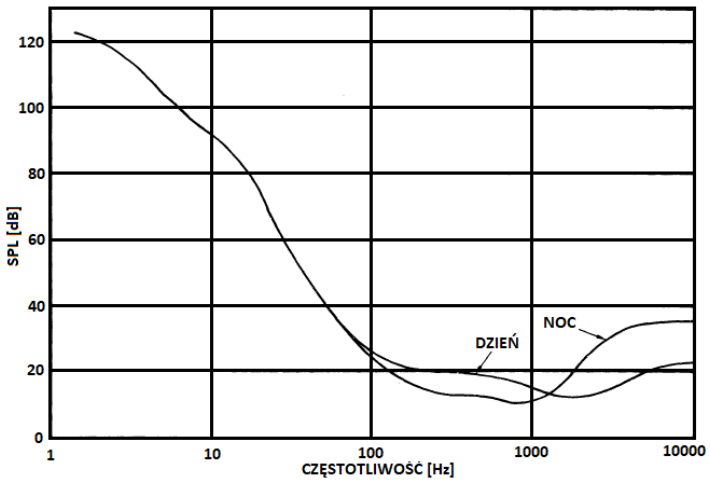
$$\begin{aligned} SPL_{LN} &= 20\log\frac{p_{LN}}{p_{ref}} \\ SPL_{TN} &= 20\log\frac{p_{TN}}{p_{ref}} \\ SPL &= 20\log\frac{p_{LN}+p_{TN}}{p_{ref}} \end{aligned} \tag{8}$$

gdzie przyjętą wartością p_{ref} jest 2×10^{-5} Pa.

Pomijając tłumienność atmosfery, poziom natężenia dźwięku jest odwrotnie proporcjonalny do kwadratu odległości od źródła (tzw. reguła odwrotnych kwadratów), co jest jednoznaczne z odwrotną proporcjonalnością amplitudy ciśnienia akustycznego od odległości od źródła. Oznacza to, że podwojenie odległości od źródła wiąże się ze spadkiem poziomu ciśnienia akustycznego o 6.02 dB. Znając wartość poziomu ciśnienia akustycznego SPL_0 (lub wartość amplitudy ciśnienia akustycznego $p_{ac,0}$) w odległości z_0 oraz próg wykrywalności dźwięku (SPL_d lub $p_{ac,d}$), obliczyć można dystans, dla którego poziom natężenia dźwięku osiąga minimalną słyszalną wartość:

$$z_d = z_0\frac{p_{ac,0}}{p_{ac,d}} = z_0 \cdot 10^{\dfrac{SPL_0 - SPL_{d[dB]}}{20}} \tag{9}$$

Równie istotny, co natężenie dźwięku generowanego przez obiekt, dla tej zależności jest wspomniany próg słyszalności. Próg słyszalności jest to w dużej mierze cecha osobnicza człowieka, zmieniająca się m.in. z wiekiem. Dla zagadnienia detekcji istotny jest natomiast nie tyle próg słyszalności, co zdolność do wyróżnienia sygnału spośród tła akustycznego. Kryteria odnośnie wykrywalnego poziomu ciśnienia akustycznego określa dla konkretnego środowiska akustycznego (w tym przypadku dżungli wzorowanej na tropikalnych lasach Tajlandii) raport wykonany dla U.S. Air Force Systems Command, Wright-Patterson AFB, analiza wykrywalności śmigieł o niskiej prędkości wierzchołkowej [Barry i Magliozzi 1971]. Wykres wykrywalnego poziomu ciśnienia akustycznego w środowisku wspomnianej dżungli (oddzielnie dla dnia i nocy) w funkcji częstotliwości tonu przedstawia rysunek 2.



Rys. 2. Wykrywalny poziom ciśnienia akustycznego w funkcji częstotliwości [Barry i Magliozzi 1971]

4. OPIS DZIAŁANIA ALGORYTMU OPTYMALIZUJĄCEGO

4.1. Założenia projektowe

Zaprojektowany algorytm optymalizacyjny poszukuje najlepszych, względem zadanej funkcji celu, geometrii śmigła dla określonego punktu pracy śmigła, czyli prędkości lotu i wymaganego ciągu. W obliczeniach aerodynamiki przyjęto uproszczenia, takie jak nieściśliwość powietrza, stacjonarność i jednorodność przepływu strumienia niezaburzonego oraz pominięcie sił grawitacji i Coriolisa. Jako parametry powietrza przyjęto $\rho = 1.225$ kg/m^3 i υ =1.4122e-05 m^2/s.

W analizie akustycznej uwzględniono dwa podstawowe źródła hałasu: hałas obciążeniowy oraz grubościowy. Zgodnie z danymi literaturowymi są to dominujące źródła ciśnienia akustycznego [Kurtz i Marte, 1970]. Pominięto źródła hałasu związane z generacją dźwięku wynikającą z pracy silnika oraz aerodynamiką płatowca. Wymienione źródła hałasu w porównaniu do hałasu obciążeniowego i grubościowego są nieznaczne i nie zostały uwzględnione w opisanych badaniach. Analityczne aproksymacje pokazanej na rys. 2 zależności [Barry i Magliozzi 1971] zostały zaimplementowane jako podstawa jednej z możliwych do wybrania składowych funkcji celu dla opisanego programu optymalizującego.

Ograniczenia technologiczne, jakie zostały uwzględnione przy generowaniu geometrii, to niezerowa cięciwa na wierzchołku i pogrubiona krawędź spływu. Nie uwzględniono technologii wykonania, założono hydrauliczną gładkość i precyzyjne wykonanie).

4.2. Matematyczny opis geometrii śmigła i danych wejściowych

Geometria śmigła opisana jest liczbą łopat i rozkładem kąta natarcia pracującego śmigła wzdłuż promienia śmigła zadawanymi przez użytkownika oraz rozkładem cięciwy profilu opisanym dedykowaną funkcją parametryzującą go w postaci:

$$C(t) = \left[\frac{(x_0 - x_1)\cdot(1 + x_2)\cdot(1 - t)}{1 - t + x_2} + x_1\right] \cdot \big(1 + H_1(t, x_3, x_4, x_5)\big)\cdot\big(1 + H_2(t, x_6, x_7, x_8)\big) \tag{10}$$

Gdzie: H_1 i H_2 to tzw. funkcje Hicks'a Henne w postaci:

$$H(t, a, b, c) = a \cdot \left[\sin\left(\pi t^{\frac{ln(0.5)}{ln(b)}}\right)\right]^c \tag{11}$$

natomiast t jest bezwymiarową długością łopaty:

$$t = \frac{r - r_h}{r_t - r_h} \tag{12}$$

parametry x_0 ... x_8 są składowymi 11-elementowego wektora zmiennych projektowych „**DVs**" (ang. Design Variables) – jest to 9 zmiennych parametryzujących rozkład cięciwy, prędkość obrotową ω [rad/s] i promień śmigła R [m].

Projektowy rozkład kąta natarcia jest traktowany jako parametr wejściowy i opisany funkcją zbliżoną do tej parametryzującej rozkład cięciwy, lecz niemodyfikowanej funkcjami Hicks'a Henne.

$$\alpha(t) = \frac{(y_0 - y_1)\cdot(1 + y_2)\cdot(1 - t)}{1 - t + y_2} \tag{13}$$

gdzie y_0, y_1 i y_2 to trzy składowe wektora parametryzującego projektowy rozkład kąta natarcia.

Pozostałe zmienne, takie jak: prędkość lotu, liczba łopat czy wymagany ciąg i maksymalny moment silnika, zawarte są w wektorze parametrów „**PrParams**". Parametry opisujące rozkład kąta natarcia wyróżnione są poza wektor „**PrParams**", aby w razie potrzeby można było je łatwo przekształcić w zmienne projektowe poprzez dodanie do wektora „**DV's**".

4.3. Obliczenia pola przepływowego

Obliczenia pola przepływowego są realizowane przez funkcję „**fSolve**”, znajdującą miejsca zerowe funkcji nieliniowej definiowanej w programie jako funkcja, która zwraca wektor błędu wyznaczenia wartości siły ciągu i momentu, minimalizowanego poprzez „**fSolve**”. Jest on liczony iteracyjnie dla wyznaczonych wartości składowych prędkości indukowanej: dla wynikowych wartości V_{ix} i V_{iy} wartość błędu ciągu i momentu jest wartością minimalną. Wartości początkowe dla rozpoczęcia obliczeń funkcji „**fSolve**” są obliczane w funkcji, w której parametry inicjujące są obliczane dla stałej wartości profilowego współczynnika siły nośnej C_l.

Podmoduły „**SolveField**” i „**noise**” stanowią część modułu „**Solver**”. Funkcja „**SolveField**” rozwiązuje pole przepływowe dla wyznaczonej prędkości indukowanej, natomiast funkcja „**noise**” wyznacza natężenie dźwięku generowanego w danym przekroju łopaty przy wykorzystaniu zależności opisanych w rozdziale 2. Dla obliczonego pola przepływowego, algorytm wyznacza pochodne ciągu *dT/dr* oraz momentu obrotowego *dQ/dr*, na podstawie których obliczany jest całkowity ciąg, moment obrotowy oraz sprawność śmigła. Całki ciągu i momentu są wyznaczane za pomocą metody trapezów. Funkcja „**fSolve**” oraz wstępny postprocessing danych są realizowane w podmodule „**SolveField**”. Dane dotyczące geometrii śmigła, generowanego ciągu oraz sprawności są wykorzystane do obliczeń akustyki śmigła. Wynikiem obliczeń jest poziom hałasu SPL [dB] (wzór 8) oraz poziom ciśnienia akustycznego „**Pac**” (wzory 3 i 4). Postprocessing akustyczny jest implementowany w podmodule „**noise**”.

Wyniki analizy przepływowej i akustycznej są parsowane do modułu optymalizatora w formie wektora funkcji celu. Poszczególne elementy wektora optymalizacyjnego są modyfikowane o wektor wag. Funkcja „**Target**” zwraca skalar, co redukuje problem optymalizacji wielokryterialnej do problemu optymalizacji jednej zmiennej.

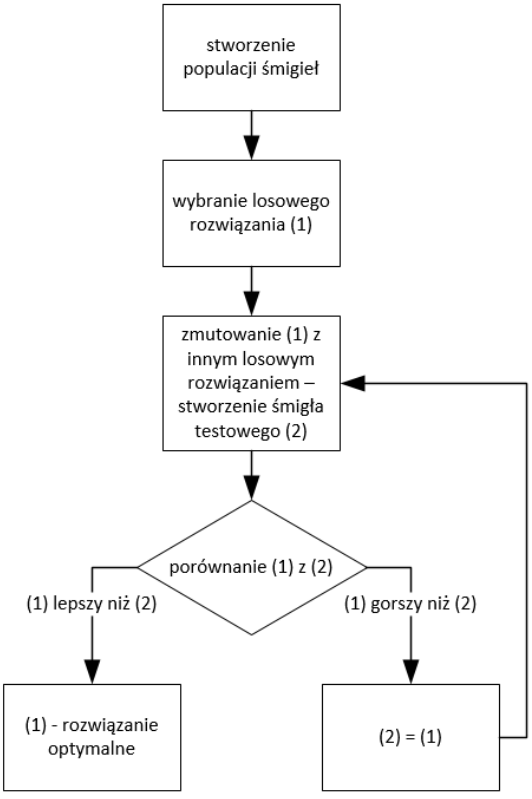
4.4. Opis działania algorytmu genetycznego

Zaimplementowany algorytm genetyczny wykorzystuje ewolucję różnicową (ang. differential evolution). Jest to metoda tworząca stochastyczną populację różnych rozwiązań. Przy każdorazowym przejściu przez populację algorytm mutuje każde rozwiązanie poprzez wymieszanie go z innym, losowo wybranym rozwiązaniem z utworzonej populacji. Tworzy tym sposobem, tzw. rozwiązanie testowe. Metody tworzenia rozwiązań testowych są szczegółowo opisane w [Price i Storn 2019]. W algorytmie wykorzystano strategię wyboru rozwiązania testowego „*best1bin*”, która tworzy je poprzez losowe wybranie dwóch rozwiązań z danej populacji i pomnożenie mutacji z wartością różnicy między danymi wektorami rozwiązań. Rozwiązanie testowe jest porównywane z oryginalnym rozwiązaniem przed mutacją, testowe rozwiązanie zo-

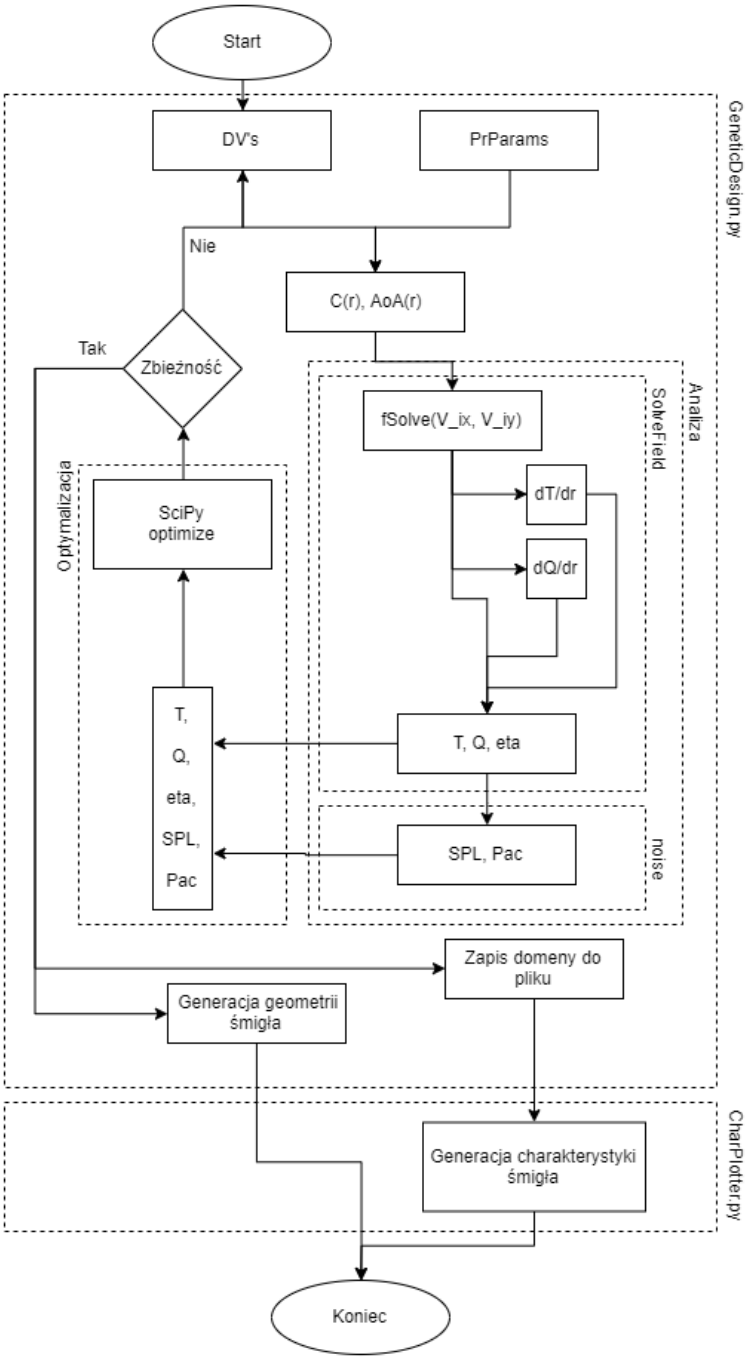
staje ponownie zmutowane i porównywanie odbywa się na nowo. Dzieje się tak, dopóki stworzone rozwiązanie testowe będzie gorsze od oryginalnego. Algorytm działania samego modułu genetycznego z zaimplementowaną strategią „*best1bin*" został przedstawiony na rysunku 3.

Algorytm optymalizacyjny, działający w wewnętrznej pętli, będącej częścią modułu, modyfikuje wektor zmiennych projektowych, dążąc do minimalizacji wartości funkcji celu „**Target**", przy zachowaniu wartości granicznych zawartych w wektorze „**bnds**", definiowanych w pliku konfiguracyjnym. Funkcja optymalizatora jest wywoływana aż do osiągniecia zadanej zbieżności wartości funkcji celu, obliczonej w kolejnych krokach.

Optymalne rozwiązanie jest zapisywane do pliku *.csv. Rozwiązanie zawiera optymalną domenę obliczeniową, tj.: wartości prędkości indukowanej, rozkład cięciwy, rozkład kąta inklinacji profilu, wartości pochodnej ciągu, wartość funkcji strat wierzchołkowych Prandtla wzdłuż długości łopaty. Schemat blokowy całego programu przedstawiono na rys. 4.



Rys. 3. Uproszczona zasada działania zaimplementowanego algorytmu genetycznego



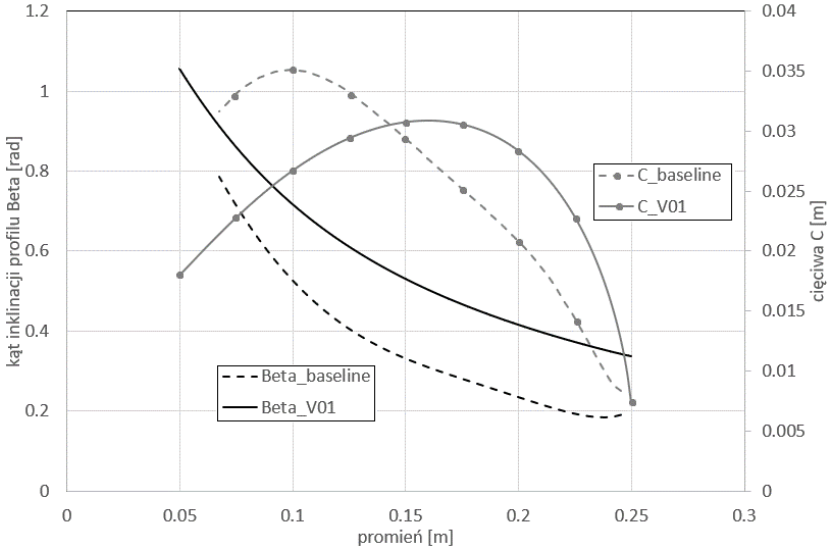
Rys. 4. Schemat blokowy programu

Implementacja algorytmu rozwiązującego pole przepływowe „**`Solver`**" oraz funkcji celu „**`Target`**" jest uniwersalne dla każdego algorytmu optymalizacyjnego dostępnego w funkcji „**`differential_evolution`**" biblioteki SciPy [SciPy Optimize…]. Przedstawiony algorytm projektujący uwzględnia zaostrzoną krawędź spływu. Stępienie krawędzi spływu jest uwzględniane na etapie generowania geometrii.

5. PRZYKŁADOWE WYNIKI

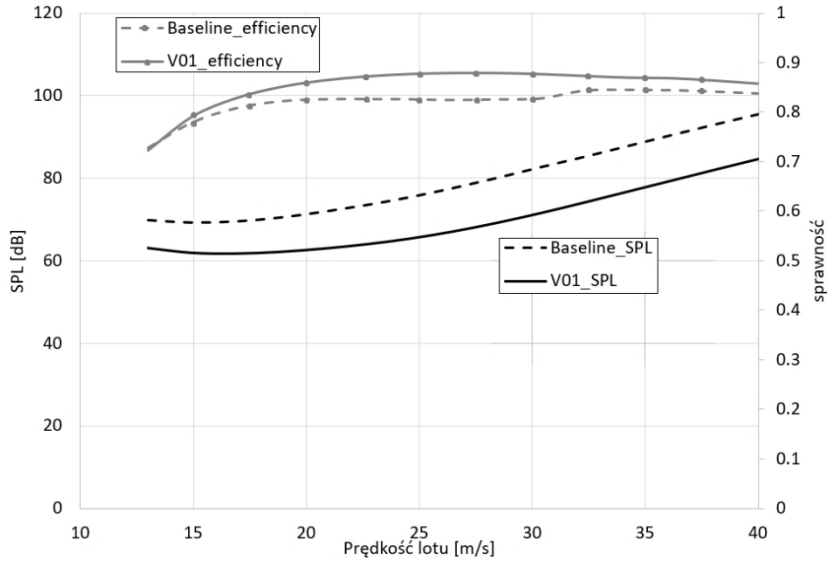
5.1. Wybrane parametry zaprojektowanego śmigła

Punkt odniesienia dla oceny jakości zastosowanej metody projektowej stanowi śmigło referencyjne oraz jego geometria i charakterystyki, które zostały zmierzone i opisane w celu zestawienia ich z wynikami obliczeń. Porównanie rozkładu kątów inklinacji (zaklinowania) oraz cięciwy profili przedstawiono na rys. 5. Zwiększenie kątów zaklinowania jest zgodne z oczekiwaniami, ponieważ zmniejszenie emitowanego natężenia dźwięku odbywa się poprzez obniżenie ciśnienia dynamicznego względem łopat śmigła.



Rys. 5. Porównanie rozkładów kąta inklinacji oraz cięciwy profili, wzdłuż promienia łopaty, dla śmigła referencyjnego (baseline) oraz zoptymalizowanego (V01)

Na rys. 6 przedstawiono ciśnienie akustyczne SPL oraz sprawność zoptymalizowanego śmigła w odniesieniu do zbadanych parametrów śmigła referencyjnego. Zoptymalizowane śmigło charakteryzuje się ciśnieniem akustycznym niższym o 8–10% względem śmigła referencyjnego oraz sprawnością wyższą o 2–4%.

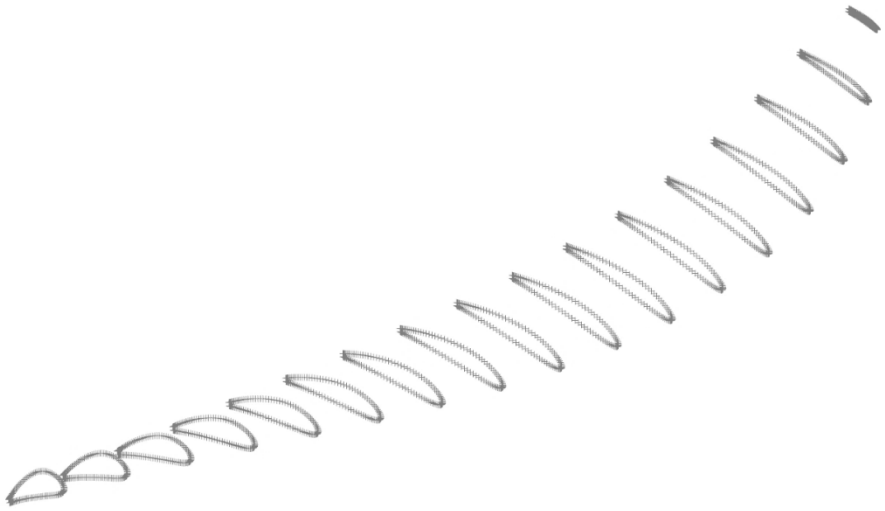


Rys. 6. Porównanie sprawności oraz ciśnienia akustycznego (SPL), w funkcji prędkości lotu, dla śmigła referencyjnego (baseline) oraz zoptymalizowanego (V01)

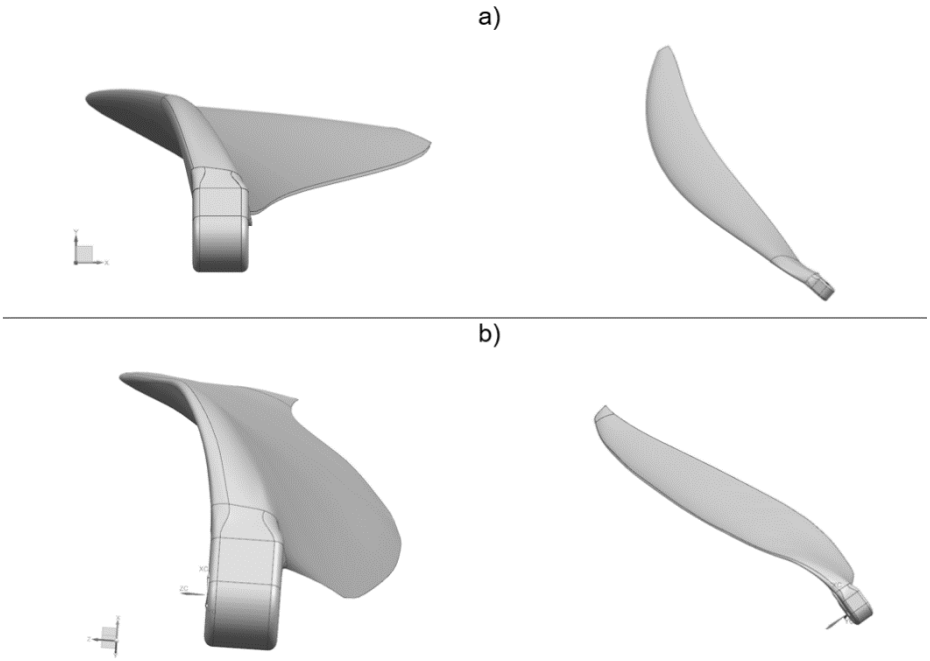
5.2. Trójwymiarowy model śmigła

Po wprowadzeniu zoptymalizowanej geometrii do programu NX CAD wygenerowano chmurę punktów definiujących profile w 17 przekrojach łopatki śmigła (rys. 7).

Przy użyciu punktów wygenerowano krzywe (obwiednie profili), które następnie połączono tworząc powierzchnię zoptymalizowanej łopaty śmigła (rys. 8). Tak przygotowany model powierzchniowy został porównany z geometrią pochodzącą ze skanu 3D śmigła referencyjnego.



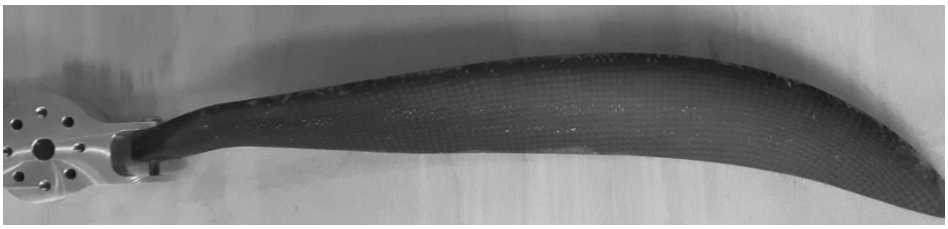
Rys. 7. Chmura punktów definiujących profile łopatki śmigła



Rys. 8. Porównanie gemetrii łopat: a) śmigło zoptymalizowane, b) śmigło referencyjne (bazowe)

5.3. Prototyp śmigła

W ramach projektu wytworzono prototyp łopaty śmigła po optymalizacji (rys. 9). W dalszych etapach pracy nastąpi eksperymentalna weryfikacja zoptymalizowanego kształtu śmigła do BSP w warunkach laboratoryjnych, a następnie operacyjnych w celu weryfikacji przyjętej metodologii.



Rys. 9. Prototyp nowego śmigła

6. PODSUMOWANIE

Stworzone w ramach projektu narzędzie pozwala na wyznaczenie geometrii śmigła na podstawie zadanej funkcji kąta natarcia. Przy wykorzystaniu zestawu funkcji minimalizujących i optymalizacyjnych dokonuje się analizy wielokryterialnej i wyznacza wynikową geometrię śmigła. Optymalizacja zostaje dokonana dla osiągnięcia jak najwyższych sprawności, ciągu i momentu przy jak najmniejszej wartości hałasu zdefiniowanego poprzez moc akustyczną i odległość obserwatora od śmigła.

Narzędzie może być w bardzo szerokim zakresie modyfikowane: od zmiany geometrii profilu bazowego, po wybór kryteriów optymalizacyjnych. Dzięki temu można uzyskać różne warianty geometryczne śmigieł w bardzo szerokiej gamie parametrów przepływowych (liczby Reynoldsa, prędkości przelotowe, prędkości obrotowe, itp.). Należy wziąć pod uwagę fakt, że narzędzie analityczne nie uwzględnia spadku sprawności i błędu w wyznaczeniu mocy akustycznej na skutek technologii wykonania. Wobec tego eksperymentalnie wyznaczone wartości hałasu mogą się różnić od tych wyznaczonych teoretycznie. Wartość tego błędu jest w dużym stopniu zależna od dokładności wykonania śmigła.

Kolejnym etapem prac nad zagadnieniem obniżenia emisji akustycznej śmigła będzie fizyczne wytworzenie łopatek śmigieł i ich weryfikacja porównawcza na stanowisku badawczym i w warunkach operacyjnych.

LITERATURA

1. Adkins C. N. i Liebeckt R. H., 1994, Design of optimum propellers, Journal of Propulsion and Power 10.5, s. 676–682.
2. Barry F. W. i Magliozzi B., 1971, Noise Detectability Prediction Method for Low Tip Speed Propellers. Spraw. tech. Air Force Aeropropulsion Laboratory, Hamilton Standard, s. 191.
3. Kurtz D. W. i Marte J. E.., 1970, A review of aerodynamic noise from propellers, rotors, and lift fans. Spraw. tech. Jet Propulsion Lab., California Inst. of Tech.; Pasadena, CA, United States, s. 58.
4. Price K. i Storn R.. Differential Evolution (DE) for Continuous Function Optimization, [zasób internetowy] http://www1.icsi.berkeley.edu/~storn/code.html. (dostep 12.12.2019).
5. SciPy Optimize Differential Evolution. [zasób internetowy]: https://docs.scipy.org/doc/scipy/reference/generated/scipy.optimize.differential%5C_evolution.html (dostęp 12.12.2019).

PROPELLER AEROACOUSTIC OPTIMIZATION USING GENETIC ALGORITHM

Abstract

The article presents the mathematical definition of noise and the detectable sound pressure level and describes the principle of the genetic algorithm optimizing geometry of the propeller in terms of its acoustic emission. The stages of creating a three-dimensional model and a propeller prototype were also showed.

Keywords: genetic algorithm, UAV, aeroacoustic, propeller, optimization, 3D modeling

Juliusz HUBER*
Przemysław DAROSZEWSKI**
Angelika WESOŁEK*
Paulina JANKOWIAK*

OCENA STANU CZYNNOŚCIOWEGO UKŁADÓW MIĘŚNIOWEGO I NERWOWEGO U PILOTÓW MYŚLIWCÓW WYSOKOMANEWROWYCH

Charakter pracy pilota myśliwca wysokomanewrowego narażonego na znaczące przeciążenia, ogólnie nie wpływa na czynność jednostek ruchowych mięśni proksymalnych i dystalnych kończyn górnych i dolnych obustronnie badanych metodą elektromiograficzną. Czynnik ten nie wywołuje również nieprawidłowości w percepcji czucia powierzchniowego badanych dermatomów C2-S1, ani w przewodnictwie impulsów nerwowych we włóknach ruchowych nerwów kończyn górnych oraz korzeni rdzeniowych C5-C7. W świetle wyników badań elektroneurograficznych oraz ruchowych potencjałów wywołanych indukowanych polem magnetycznym, wykazują one znacząca statystycznie czułość detekcji następstw zmian w przewodnictwie impulsów nerwowych we włóknach ruchowych korzeni brzusznych na poziomie lędźwiowym. Wyniki badań umożliwiają sprecyzowanie działań terapeutycznych leczenia zachowawczego w prewencji dolegliwości bólowych kręgosłupa lędźwiowo-krzyżowego u pilotów myśliwców odrzutowych.

Słowa kluczowe: piloci myśliwców wysokomanewrowych, przeciążenie, bóle kręgosłupa szyjnego i lędźwiowo-krzyżowego, diagnostyka neurofizjologii klinicznej

1. WPROWADZENIE

Zakłada się, że przeciążenia towarzyszące pracy pilota myśliwca wysokomanewrowego mogą prowadzić do zmian w biomechanice kręgosłupa, wywołać zmiany

* Zakład Patofizjologii Narządu Ruchu Uniwersytet Medyczny im. Karola Marcinkowskiego w Poznaniu.
** Zakład Organizacji i Zarządzania w Opiece Zdrowotnej Uniwersytet Medyczny im. Karola Marcinkowskiego w Poznaniu.

w przewodnictwie impulsów nerwowych we włóknach korzeni rdzeniowych, spowodować uogólnione zmiany w przewodnictwie włókien nerwów obwodowo, zmiany w czynności jednostek ruchowych mięśni spowodowanych pochodnymi patologii neurogennych i/lub samym zjawiskiem przeciążenia. Dodatkowymi objawami klinicznymi patologii mogą być bóle w odcinku szyjnym i lędźwiowo-krzyżowym kręgosłupa, zaburzenia czucia powierzchniowego lub spadek siły mięśniowej.

Drew [2000] uważa, że ekspozycje pilota wojskowego myśliwca odrzutowego na przeciążenia mogą powodować bóle w odcinku szyjnym, ograniczać sprawność jak i wywoływać ostre lub przewlekłe choroby kręgosłupa. Oksa i współpracownicy [1999] wykazali zjawisko męczliwości mięśni głównie w odcinku szyjnym, nasilające ryzyko uszkodzenia kręgosłupa, a w związku z tym obniżenie efektywności wykonywanych misji lotniczych. W ich badaniach siła mięśniowa i ich aktywność mięśni spadała wprost proporcjonalnie do liczby wykonywanych manewrów lotniczych. Nie zostało do końca wyjaśnione, co jest rzeczywistym powodem patologii mięśniowej, zjawisko przeciążenia, czy wtórne skutki uszkodzenia struktur nerwowych [Coakwell et al. 2004]. Również niewiele jest prac opisujących skuteczne sposoby leczenia zachowawczego nadmienianych patologii, wymieniono zaledwie kilka technik kinezyterapeutycznych umożliwiających minimalizację ryzyka powstawania nieprawidłowości w układach mięśniowych i nerwowym [Bart et al. 2010].

Większość dotychczasowych badań wykorzystuje metody oceny klinicznej nasilenia bólu lub spadku siły mięśniowej [Truszczyńska et al. 2014], opartej głównie na subiektywnej ocenie ankietowej. Niewiele jest prac, które opisują wykorzystywanie technik neurofizjologii klinicznej w tym elektromiografii (EMG) do oceny aktywności mięśni szyi i proksymalnych oraz dystalnych kończyn górnych, związanych z wzmożoną aktywnością podczas akrobacji lotniczych czy kontroli lotu [Hewson et al. 1999]. Przegląd literatury odnośnie badań czynności mięśni przykręgosłupowych w odcinku lędźwiowo-krzyżowym oraz kończyn dolnych, wykazuje tylko wzmianki na temat ich przeprowadzania, bez przedstawienia szczegółowych wyników analiz wpływu przeciążenia. Badania diagnostyczne neurofizjologii klinicznej dla celów ortopedii i traumatologii wykonywane są celu potwierdzenia lub uściślenia diagnozy klinicznej występowania objawów patologii w układzie mięśniowym oraz nieprawidłowości przewodnictwa impulsów nerwowych w układach nerwowym ośrodkowym i obwodowym. W przypadkach wykazania braku wyraźnych patologii strukturalnych w obrazie ultrasonograficznym czy neuroobrazowania wysokiej rozdzielczości (tomografia komputerowa lub rezonans magnetyczny), badania te mogą wskazać na charakter funkcjonalny nieprawidłowości. Określając stopień ich zaawansowania, wyniki badań neurofizjologicznych umożliwiają podjęcie decyzji o wyborze leczenia chirurgicznego lub kontynuowania leczenia zachowawczego, poprzez porównanie wspomagają monitorowanie i rokowanie skuteczności procesu leczniczego.

Podsumowując, większość autorów prac związanych z opisywanymi problemami zwraca uwagę na konieczność podejmowania dalszych, szczegółowych badań, z wykorzystaniem metod obiektywnych opartych o mierzalne testy funkcjonalne na dużej

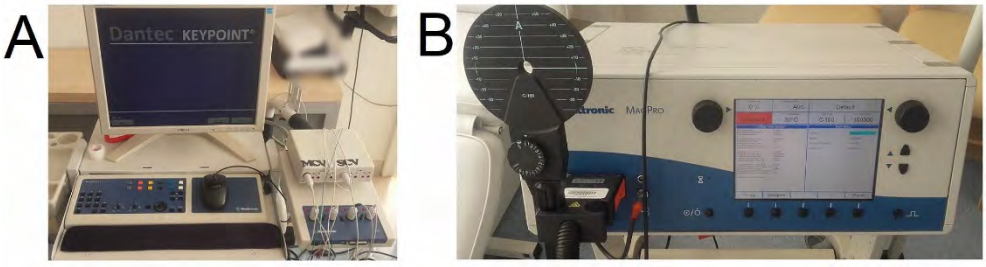
populacji pilotów. Kryteria takie spełniają badania elektroneurograficzne przewodnictwa impulsów w obrębie włókien nerwów kończyn górnych i dolnych obwodowo jak i w obrębie korzeni rdze-niowych indukowanych impulsami elektrycznymi (ENG) [Lisiński i Huber 2017, Huber i Lisiński 2019]. Z kolei określenia prawidłowych lub zmienionych parametrów przewodnictwa impulsów od poziomu rdzeniowego ośrodka ruchowego w rdzeniu szyjnym lub lędźwiowo-krzyżowym bezpośrednio do mięśni, umożliwia w testach neurofizjologii klinicznej metoda rejestracji ruchowych potencjałów wywołanych indukowanych impulsami pola magnetycz-nego (MEP) [Bryndal et al. 2019, Wojtysiak et al. 2014]. W dostępnej literaturze światowej, wymienione wyżej metody nie stosowano w ocenie sprawności przewodnictwa impulsów w układach nerwowym obwodowym i ośrodkowym u pilotów myśliwców wysokomanewrowych.

Celem obecnej pracy było określenie, czy powyższe zmiany, nawet o charakterze subklinicznym, mogą zostać zdiagnozowane uzupełniającymi metodami neurofizjologii klinicznej u pilotów myśliwców wysokomanewrowych.

2. BADANI ORAZ METODY

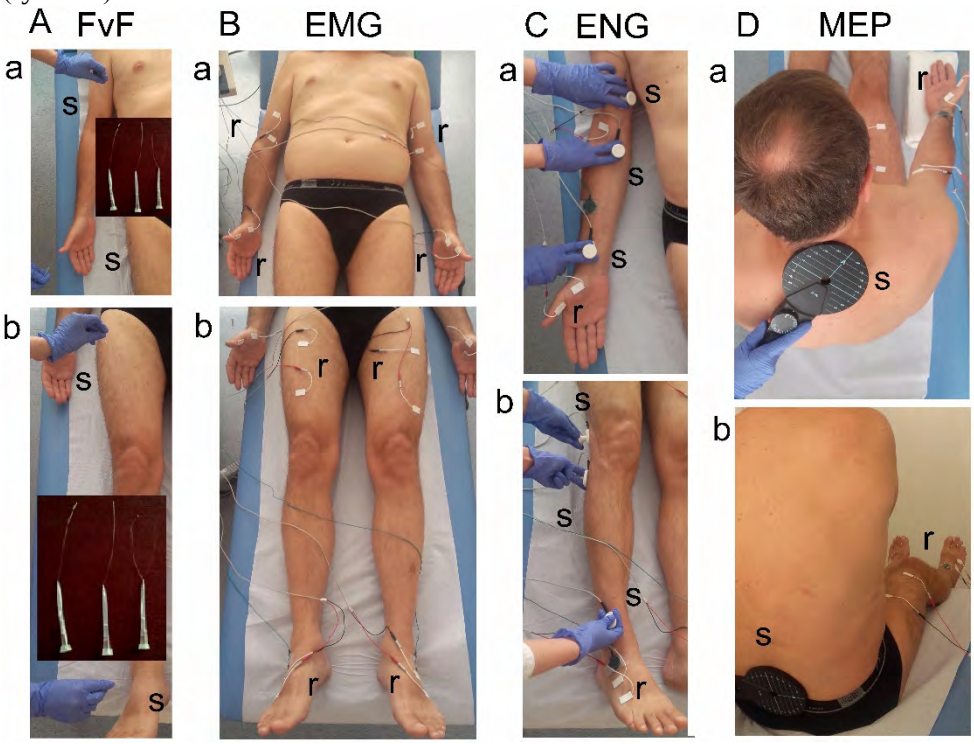
U 15 pilotów myśliwców odrzutowych ze stażem lotów średnio 1711,7 godzin, pracu-jących w warunkach przeciążenia średnio 7G, w wieku średnio 38,2 lata, o podobnych cechach antropometrycznych, przeprowadzono poufny wywiad dotyczący stażu pracy, aktywności fizycznej oraz występowania dolegliwości bólowych w skali VAS.

Badania neurofizjologii klinicznej zostały wykonane z wykorzystaniem zintegrowanego systemu KeyPoint (Dantec, Skovlunde, Denmark) i MagPro (Medtronic A/S, Denmark) (rys. 1 A i B).



Rys. 1. Aparaty do badań diagnostycznych neurofizjologii klinicznej. A-System Dantec Keypoint do rejestracji elektro-miograficznych (EMG) oraz potencjałów wywołanych w testach elektroneurograficznych (ENG) oraz ruchowych potencjałów wywołanych (MEP). B-Stymulator MagPro z generatorem i cewką wyzwalającą impulsy pola magnetycznego.

Z wykorzystaniem metody badania percepcji czucia powierzchniowego filamentami von Frey'a (FvF) zbadano zakres unerwienia dermatomalnego C2-S1 obustronnie (rys. 2 A).



Rys. 2. Fotografia ilustrująca szczegóły metodyczne badań diagnostycznych neurofizjologii klinicznej. A – Metoda badania percepcji dotykowego czucia powierzchniowego filamentami von Freya (FvF): a – kończyny górnej, b- kończyny dolnej, B – Metoda badania elektromiograficznego (EMG) z lokalizacją elektrod rejestrujących czynność mięśni metodą powierzchniową: a – kończyny górnej, b – kończyny dolnej, C - Metoda badania elektroneurograficznego (ENG) z lokalizacją elektrod rejestrujących potencjał wywołany z mięśni metodą powierzchniową po stymulacji naskórnej nerwów elektrodami wyzwalającymi bodźce elektryczne na kilku odcinkach: a – kończyny górnej, b – kończyny dolnej, D – Metoda ruchowych potencjałów wywołanych rejestrowanych elektrodami powierzchniowymi z mięśni, indukowanych pojedynczymi bodźcami magnetycznymi (MEP) po stymulacji nadkręgosłupowej ośrodków rdzenia kręgowego na poziomie: a- szyjnym, b- lędźwiowym. Objaśnienia: r- rejestracja, s-stymulacja.

Czynność jednostek ruchowych wybranych mięśni proksymalnych i dystalnych kończyn górnych i dolnych w stanie rozluźnienia oraz maksymalnego skurczu przez 5 sekund badano metodą elektromiograficzną (EMG) (rys. 2 B). Zarówno u zdrowych ochotników grupy kontrolnej, jak i u pilotów zostały zarejestrowane elektrodami powierzchniowymi parametry amplitudy (w μV) oraz częstotliwości (w Hz) potencjałów

czynnościowych jednostek ruchowych, wykonywano każdorazowo trzy próby, z których wartości uśredniano.

Przewodnictwo impulsów nerwowych we włóknach ruchowych proksymalnych i dystalnych nerwów kończyn górnych i dolnych obustronnie diagnozowano w badaniach elektroneurograficznych (ENG, potencjały wywołane fal F i M) (rys. 2 C). Analizowano parametry amplitud (w μV) i latencji (w ms) potencjałów wywołanych oraz prędkości przewodzenia impulsów nerwowych (w m/s) we włóknach ruchowych nerwów obwodowo (badanie odcinkowe fali M) oraz korzeni rdzeniowych (częstość oraz interlatencja fal F-M).

Przewodnictwo ruchowe (eferentne) od poziomu ośrodka rdzeniowego na poziomie szyjnym i lędźwiowo-krzyżowym do mięśni badano z wykorzystaniem metody ruchowych potencjałów wywołanych indukowanych polem magnetycznym (MEP) (rys. 2 D). Analizowano parametry amplitud (w μV) latencji (w ms) potencjałów wywołanych rejestrowanych z mięśni oraz prędkości przewodzenia impulsów nerwowych (w m/s).

Szczegóły metodyczne, analizy i interpretacji wyników badań filamentami von Freya, EMG, ENG oraz MEP u zdrowych ludzi jak i chorych z objawami konfliktów krążkowo korzeniowych na poziomach szyjnym oraz lędźwiowo-krzyżowym opisano w innych publikacjach [Bryndal et al. 2019, Huber et al. 2011, Huber i Lisiński 2019, Lisiński i Huber 2017, Wojtysiak et al. 2014].

3. WYNIKI

Wyniki danych antropometrycznych, badań ankietowych i klinicznych pokazano w tabeli 1.

Badani piloci prowadzą umiarkowaną aktywność fizyczną z okresami nasilenia około 2 razy na tydzień, występowanie bólu w odcinku szyjnym i lędźwiowo-krzyżowym określili średnio na 1 w dziesięciostopniowej skali VAS, badania percepcji czucia powierzchniowego nie ujawniły objawów przeczulicy lub niedoczulicy w zakresie dermatomów C2-S1 obustronnie (tab. 1).

Tabela 1

Dane antropometryczne, dane ankietowe oraz wyniki oceny klinicznej uzyskane z badań pilotów (N=15) i zdrowych ochotników (N=15). Przedstawiono zakresy wartości, średnich i median. Poziom istotności statystycznej różnic przy porównaniach $p \leq 0.05$.

Zmienna	Piloci (N=15)	Zdrowi ochotnicy (N=15)	p
Wiek [lata]	25-48 38,2±7,6	22-47 35,6±6,9	NS
Wzrost [cm]	171-189 178,0±4,8	161-182 173,3±5,9	NS
Waga [kg]	52-95 76,4±9,5	50-94 76,9±10,3	NS
BMI	20,2-36,2 28,1±5,3	19,2-28,7 25,1±2,6	NS
Liczaba godzin lotu [wzystkie lata]	410-3100 1711,7±861,9	NA	
Liczba katapultowań treningowych	4	NA	
Urazy kręgosłupa	1	0	NS
Leczenie zachowawcze	1	0	NS
Aktywność fizyczna [n/tydzień]	2	3	NS
Ból kręgosłupa w skali VAS [0-10]	1	0	NS
Ból kręgosłupa [od kiedy, lata]	1,7±2,8	0	NS
Ból – kończyny górne	0	0	
Ból – kończyny dolne	0	0	
Objaw drętwienia rąk	0	0	
Objaw drętwienia nóg	0	0	
Badanie percepcji czucia (FvF)	1	1	NS

Objaśnienia: VAS – skala bólu [0-10]; FvF – badanie percepji czucia powierzchniowego filamentami von Freya (1 – prawidłowe, 2 – percepcja czucia obniżona), NA-nie dotyczy, NS-brak istotności statystycznej różnic

Tabela 2

Porównanie wyników badań neurofizjologicznych u osób zdrowych (N = 15) i pilotów (N = 15). Przedstawiono wartości średnie wraz z odchyleniami standardowymi

Test Miejsce rejestracji Punkt stymulacji		Mierzony parametr	Kontrola (zdrowi ochotnicy)		Piloci		p	
			Prawa	Lewa	Prawa	Lewa	Prawa	Lewa
sEMG	BIC	rEMG (μV)	13,6±3,5	15,7±3,2	15,0±1,9	14,3±2,6	0,06	0,07
		mcEMG (μV)	1500,0±379,8	1435,7±359,8	2842,9±1233,9	2392,9±1167,7	**0,02 ↑**	**0,03 ↑**
		FE	2,8±0,4	2,8±0,4	2,4±0,5	2,4±0,5	0,06	0,06
	APB	rEMG (μV)	16,4±2,9	13,6±2,9	13,6±4,4	13,2±4,4	**0,02 ↓**	0,07
		mcEMG (μV)	1557,1±394,1	1664,3±345,6	3057,1±1080,8	2785,7±1249,5	**0,01 ↑**	**0,02 ↑**
		FE	2,9±0,3	2,9±0,3	2,8±0,6	2,9±0,3	0,1	0,12
	RECT	rEMG (μV)	15,0±3,3	13,9±4,3	15,4±1,2	15,4±1,3	0,07	0,06
		mcEMG (μV)	1442,9±145,0	1535,7±183,6	2671,4±1412,9	2292,9±1310,1	**0,02 ↑**	**0,04 ↑**
		FE	2,7±0,5	2,9±0,3	2,8±0,4	2,9±0,3	0,12	0,11
	EXT	rEMG (μV)	16,1±2,8	13,2±2,4	17,1±2,5	14,2±4,5	0,06	0,07
		mcEMG (μV)	1492,9±373,1	1707,1±308,1	2907,1±1602,4	2664,3±1256,8	**0,02 ↑**	**0,03 ↑**
		FE	2,8±0,4	2,9±0,3	2,9±0,3	2,9±0,3	0,07	0,06
ENG –nerw pośrodkowy	M- fala Nad-garstek	Amplituda (μV)	6214,3±2086,3	5778,6±1467,3	7150,0±2629,7	4907,1±2080,3	0,06	0,07
		Latencja (ms)	3,3±0,2	3,4±0,3	3,5±0,5	3,5±0,7	0,16	0,13
	M- fala Dół łokciowy	Amplituda (μV)	5450,0±1947,1	4885,7±1923,9	6685,7±2251,3	4500,0±2571,5	0,06	0,07
		Latencja (ms)	7,0±0,8	7,0±1,0	7,3±0,9	7,0±0,9	0,07	0,07
	M- fala Ramię	Amplituda (μV)	6914,3±1879,5	5728,6±2546,3	7671,4±2127,5	5985,7±3224,9	**0,05 ↑**	0,06
		Latencja (ms)	8,1±0,7	7,9±1,1	8,6±0,8	8,2±1,2	0,07	0,06
	F fala [x/20]		16,7±1,7	16,9±1,9	17,4±1,6	17,0±2,3	0,16	0,12
	M-F latencja [ms]		24,5±1,8	24,5±1,6	24,6±1,5	24,7±1,6	0,07	0,06
ENG – nerw strzałkowy	M-fala Staw skokowy	Amplituda (μV)	5164,3±1578,2	5464,3±1982,6	4485,7±1285,0	5292,9±2389,1	**0,05 ↓**	0,06
		Latencja (ms)	4,7±0,7	4,9±0,6	4,8±1,1	5,2±0,8	0,06	**0,05 ↑**
	M- fala Poniżej kolana	Amplituda (μV)	5628,6±1278,6	5321,4±1734,2	4992,9±1548,5	5550,0±2118,9	**0,05 ↓**	0,06
		Latencja (ms)	11,5±1,0	11,4±0,8	13,6±11,8	14,6±11,8	**0,05 ↑**	**0,04 ↑**

Tabela 2 cd.

Porównanie wyników badań neurofizjologicznych u osób zdrowych (N = 15) i pilotów (N = 15). Przedstawiono wartości średnie wraz z odchyleniami standardowymi

Test Miejsce rejestracji Punkt stymulacji		Mierzony parametr	Kontrola (zdrowi ochotnicy)		Piloci		p	
			Prawa	Lewa	Prawa	Lewa	Prawa	Lewa
	M- fala Powyżej kolana	Amplituda (μV)	4864,3±1290,4	5421,4±1641,5	4450,0±1148,8	5085,7±1993,9	0,12	0,06
		Latencja (ms)	13,0±0,9	13,0±0,9	14,7±13,1	14,7±13,1	**0,05 ↑**	**0,05 ↑**
	F fala [x/20]		17,6±1,6	17,3±1,5	15,0±4,1	14,7±3,7	0,06	0,07
	M-F latencja [ms]		43,2±2,1	43,7±2,4	45,2±4,1	44,8±3,0	0,06	0,06
MEP	APB	Amplituda (μV)	1939,3±816,0	1914,3±976,8	2057,1±2282,5	1820,0±1527,8	0,12	0,14
		Latencja (ms)	12,9±1,0	12,8±1,0	13,4±1,3	14,5±3,0	0,01	0,01
	BIC	Amplituda (μV)	1510,7±601,2	1657,1±793,5	1530,7±1211,5	1753,6±960,0	0,06	0,07
		Latencja (ms)	5,1±0,5	5,0±0,5	5,0±0,9	5,2±1,0	0,09	0,07
	RECT	Amplituda (μV)	2257,1±1360,5	2514,3±1161,2	1146,4±2247,7	671,4±1240,1	**0,03 ↓**	**0,02 ↓**
		Latencja (ms)	5,2±0,6	5,2±0,6	7,1±1,1	7,2±1,3	**0,05 ↑**	**0,04 ↑**
	EXT	Amplituda (μV)	1714,3±715,0	1435,7±735,4	1485,7±2179,2	1482,1±2223,2	**0,03 ↓**	0,06
		Latencja (ms)	23,0±0,9	22,9±0,8	22,5±4,1	21,7±2,8	0,13	0,14

Objaśnienia: p≤0.05; rEMG-amplituda w spoczynku, mcEMG – amplitude podczas maksymalnego skurczu, FE- zmody-fikowany indeks częstotliwości podczas maksymalnego skurczu (3-0) podczas rejestracji sEMG: (3 - 95-70Hz - norma, 2 - 65-40Hz, patologia neurogenna o średnim stopniu nasilenia, 1 – 35-10Hz, patologia neurogenna o znacznym stop-niu nasilenia, 0 - brak skurczu); BB – mięsień dwugłowy ramienia, APB –mięsień odwodziciel kciuka, RECT – mięsień czworogłowy uda; EXT – mięsień prostownik palców długi; sEMG – elektromiografia powierzchniowa; ENG - elektro-neurografia; MEP – ruchowe potencjały wywołane indukowane polem magnetycznym nadkręgosłupowo.

Porównanie wyników z parametrami referencyjnymi badań neurofizjologii klinicznej u zdrowych ochotników grupy kontrolnej (N=15), wskazało na brak patologii w zakresie napięcia mięśniowego spoczynkowego (wartość referencyjna amplitudy rejestracji EMG w warunkach spoczynkowych ≥25μV) oraz sprawności jednostek ruchowych w trakcie maksymalnego skurczu mięśni proksymalnych i dystalnych badanych w kończynach górnych i dolnych obustronnie w testach EMG (wartość średnia amplitudy >1500μV, częstotliwość rejestracji potencjałów 70-90Hz). W przypadku rejestracji z mięśni dwugłowego ramienia, odwodziciela kciuka, czworogłowego uda oraz prostownika palucha długiego, wzrost parametru amplitudy przy poziomie istotności p=0,02-0,04 sugeruje wyższą sprawność jednostek ruchowych aniżeli w zdrowej populacji badanych grupy kontrolnej. Wyniki badania ENG przewodnictwa impulsów

nerwowych we włóknach ruchowych nerwów pośrodkowych obwodowo jak i włóknach korzeni brzusznych szyjnych neuromerów rdzeniowych, cechowały się parametrami potencjałów wywołanych zbliżonych do rejestrowanych w grupie kontrolnej zdrowych ludzi. Testy ENG po stymulacji bodźcami elektrycznymi nerwów strzałkowych obustronnie, u 4 pilotów wykazały istotne statystycznie zmiany w przewodnictwie impulsów nerwowych we włóknach ruchowych bardziej obwodowo, aniżeli w obrębie korzeni rdzeniowych L5 obustronnie na poziomie istotności p=0,04-0,05. W teście MEP stwierdzono nie-znaczne deficyty przewodnictwa impulsów nerwowych od poziomu L4-L5 do mięśni czworogło-wych uda oraz prostowników palców obustronnie na poziomie istotności p=0,02-0,05 u 5 z 15 badanych pilotów.

4. OMÓWIENIE

Charakter pracy pilota myśliwca odrzutowego narażonego na znaczące przeciążenia, ogólnie nie wpływa na czynność jednostek ruchowych mięśni proksymalnych i dystalnych kończyn górnych i dolnych obustronnie diagnozowanych metodą elektromiograficzną. Czynnik ten nie wywołuje również nieprawidłowości w percepcji czucia powierzchniowego badanych dermatomów C2-S1, ani w przewodnictwie impulsów nerwowych we włóknach ruchowych nerwów kończyn górnych oraz korzeni rdzeniowych C5-C7. W świetle wyników badań elektroneurograficznych oraz ruchowych potencjałów wywołanych indukowanych polem magnetycznym, wykazano znaczącą statystycznie czułość detekcji następstw zmian w przewodnictwie impulsów nerwowych we włóknach ruchowych korzeni brzusznych na poziomie lędźwiowym L5. Wyniki badań umożliwiają sprecyzowanie działań terapeutycznych leczenia zachowawczego w prewencji dolegliwości bólowych kręgosłupa lędźwiowo-krzyżowego u pilotów myśliwców wysokomanewrowych. Projekt diagnostyczny jest pierwszym w skali światowej kompleksowym klinicznym i neurofizjologicznym udokumentowaniem statusu zdrowia pilotów myśliwców wysokomanewrowych, z możliwością bezpośredniej aplikacji dla celów polepszenia ergonomii pracy pilotów.
Wyniki badań są oryginalne, w dostępnej literaturze dotąd nie opisywane.

SKRÓCONY SŁOWNIK TESTÓW NEUROFIZJOLOGII KLINICZNEJ

EMG — (ang. electromyography) elektromiografia, badanie czynności jednostek ruchowych wybranego mięśnia lub grup mięśniowych w trakcie skurczu dowolnego, maksymalnego skurczu trwającego 5 sekund lub podczas całkowitej relaksacji
sEMG — (ang. surface electromyography) elektromiografia powierzchniowa, badanie sumarycznej czynności jednostek ruchowych mięśnia lub grup mięśniowych za pomocą elektrod powierzchniowych
ENG — (ang. electroneurography) elektroneurografia, badanie stymulacyjne bodźcami elektrycznymi przewodnictwa impulsów ruchowych i czuciowych nerwów

fala M (CMAP) — (ang. M-wave, compound muscle action potential) złożony potencjał czynnościowy rejestrowany z mięśnia po stymulacji elektrycznej włókien ruchowych nerwu
fala F — rejestracja potencjału z mięśnia wywołana stymulacją elektryczną nerwu, przewodzona antydromowo, a następnie zwrotnie na drodze ortodromowej od ciała motoneuronu do efektora
MEP — (ang. motor evoked potentials) ruchowe potencjały wywołane indukowane polem magnetycznym w diagnostyce przewodnictwa eferentnego na poziomie nadrdzeniowym, rdzeniowym i/lub obwodowo

LITERATURA

1. Bryndal A., Wojtysiak M., Moskal J., Lipiec-Kowalska J., Borowczyk M., Tańska M., Grochulska A., Huber J, Majchrzycki M. Motor evoked potentials after supraspinal stimulation in pre- and postop-erative evaluations of patients with cervical radiculopathy. Biomed Res Int, 2019; 2019: 4576493.
2. Coakwell M.R., Bloswick D.S., Moser R. Jr., High-risk head and neck movements at high G and inter-ventions to reduce associated neck injury, Aviat Space Environ Med, 2004;75(1):68-80.
3. Drew W.E. S. Spinal symptoms in aviators and their relationship to G-exposure and aircraft seating angle, Aviat Space Environ Med, 2000;71(1):22-30.
4. Hewson D. J., McNair P. J., Marshall R. N. Aircraft control forces and EMG activity: comparison of novice and experienced pilots during simulated take-off and landing, Aviat Space Environ Med, 1999;70(8):745-751.
5. Huber J, Lisinski P, Samborski W, Wytrazek M. The effect of early isometric exercises on clinical and neurophysiological parameters in patients with sciatica: An interventional randomized single-blinded study. Isokinetics and Exercise Science. 2011;19(3):207–214.
6. Huber J., Lisiński P. Early results of supervised versus unsupervised rehabilitation of patients with cervical pain, Int J Artif Organs, 2019; 42, 12: 695-703,
7. Lisiński P., Huber J. Evolution of muscles dysfunction from myofascial pain syndrome through cer-vical disc-root conflict to degenerative spine disease. Spine, 2017; 42, 3:151-159.
8. Oksa J., Hämäläinen O., Rissanen S., Salminen M., Kuronen P. Muscle fatigue caused by repeated aerial combat maneuvering exercises, Aviat Space Environ Med, 1999 Jun;70(6):556-560.
9. Truszczyńska A., Lewkowicz R., Truszczyński O., Wojtkowiak M. Back pain and its consequences among Polish Air Force pilots flying high performance aircraft. Int J Occup Med Environ Health, 2014;27(2):243-251.
10. Wojtysiak M., Huber J., Wiertel-Krawczuk A., Szymankiewicz-Szukała A., Moskal J., Janicki J. Pre- and postoperative evaluation of patients with lumbosacral disc herniation by neurophysiological and clinical assessment, Spine, 2014;39(21):1792-1800.

ASSESSMENT OF THE ACTIVE STATE OF THE MUSCULAR AND NERVOUS SYSTEMS IN HIGH MANUFACTURERS PILOTS

Abstract

The nature of the work of a high-maneuver fighter pilot exposed to significant overload generally does not affect the function of the motor units of the proximal and distal muscles of the upper and lower limbs examined on both sides by electromyography. This factor also does not cause abnormalities in the perception of surface sensation in the studied C2-S1 dermatomes, nor in the conductivity of nerve impulses in the motor fibers of the nerves of the upper extremities and C5-C7 spinal roots. In the light of the results of electroneurographic research and motor induced potentials induced by the magnetic field, they show a statistically significant sensitivity in the detection of the consequences of changes in the conductivity of nerve impulses in the motor fibers of the abdominal roots at the lumbar level. The results of the research make it possible to specify the therapeutic activities of conservative treatment in the prevention of pain in the lumbosacral spine in pilots of jet fighters.

Keywords: high-maneuver fighter pilots, overload, pains in the cervical and lumbosacral spine, diagnostics of clinical neurophysiology

Roman IGNASIAK*

OCZEKIWANIA PRZEMYSŁU WOBEC OŚRODKÓW NAUKOWO-BADAWCZYCH NA PRZYKŁADZIE SPÓŁEK DOMENY LOTNICZEJ POLSKIEJ GRUPY ZBROJENIOWEJ

Artykuł ten analizuje relacje pomiędzy przemysłem zbrojeniowym, ośrodkami naukowo-badawczymi a wymaganiami użytkownika końcowego w zakresie pozyskiwania nowych technologii i podejścia innowacyjnego w procesie dostaw i zabezpieczenia eksploatacji sprzętu i wyposażenia wojskowego. Przedstawia także zasady realizacji projektów badawczo-rozwojowych i uwarunkowania stanowiące podstawę funkcjonowania przemysłu. Doświadczenia spółek Skarbu Państwa z domeny lotniczej, należące do Polskiej Grupy Zbrojeniowej S.A., w zakresie realizowanych od lat prac badawczo-rozwojowych posłużyły do sforułowania elementarnych warunków i zasad dobrej współpracy pomiędzy użytkownikiem i zamawiającym, producentem i dostawcą oraz specjalistą i badaczem zaawansowanych technologii.

Słowa kluczowe: lotnictwo, przemysł zbrojeniowy, projekty naukowo-badawcze, technologie zaawansowane

1. WPROWADZENIE

„Uważam, że nie ma dzisiaj nikogo, kto stwierdziłby z czystym sumieniem, że kwestia lotnictwa jest sprawą drugorzędną. […] Posiadamy wszelkie konieczne elementy do stworzenia wspaniałej potęgi powietrznej: znakomita siła ducha pilotów zdolnych zadziwić świat, genialni technicy i robotnicy o zdolnościach mistrzów, jedyne w swoim rodzaju położenie geograficzne i rząd, który potrafi mocno chcieć i może dostać to, co chce” [Douhet, 2013, s. 120-121]. Te słowa włoskiego generała zapisane w roku 1927 nie straciły na aktualności do dnia dzisiejszego, mimo że tak bardzo zmieniło się lotnictwo, zarówno co do konstrukcji, techniki wytwarzania, wyposażenia, sposobu użytkowania i wykorzystania, roli jaką spełnia w dzisiejszej

* Dyrektor Biura Projektów Lotniczych Polskiej Grupy Zbrojeniowej S.A.

gospodarce. Lotnictwo jest motorem przemysłu. Dziedziną, która koncentruje wokół siebie wiele obszarów ludzkiej myśli i działalności, wiele branż przemysłu, gospodarki i ekonomii, bezpieczeństwa, ale i nauki, technologii, badań i rozwoju.

Stąd mówienie o przemyśle w kontekście lotnictwa ma swoje uzasadnienie, wiążąc wokół siebie wiele gałęzi różnorodnej działalności przemysłowej, z tego także powodu wymagających wsparcia intelektualnego ze strony ośrodków naukowo-badawczych.

Warto także zauważyć, że większość światowych producentów lotniczych ukierunkowanych jest zarówno na produkcję dla lotnictwa cywilnego, jak i militarnego, która w przeważającym stopniu jest komplementarna. Specyficzne wymagania sektora zbrojeniowego koncentrują się na bezpiecznym wykorzystaniu sprzętu lotniczego w określnym celu z użyciem specjalistycznego wyposażenia. Mówiąc więc o przemyśle lotniczym warto wziąć pod uwagę oba sektory.

Polski przemysł lotniczy, po fali komercjalizacji i prywatyzacji dokonanej w latach 90. XX wieku i pierwszej dekady obecnego, w przeważającej części skupiony jest aktualnie w Polskiej Grupie Zbrojeniowej S.A.[1] Wojskowe Zakłady Lotnicze Nr 1 w Łodzi i Dęblinie, Nr 2 w Bydgoszczy i Warszawie, WSK „PZL-Kalisz" w Kaliszu oraz Wojskowe Centralne Biuro Technologiczno-Konstrukcyjne w Warszawie stanowią podstawowe zabezpieczenie lotnictwa wojskowego w zakresie eksploatacji staków powietrznych różnych typów, a także w znacznym stopniu wyposażenia i oprzyrządowania niezbędnego do ich utrzymania[2]. Na bazie tych zakładów realizowane są liczne projekty rozwojowe, podejmowane nowe wyzwania produkcyjne, a także pozyskiwane są nowe kompetencje, szczególnie w kierunku obsługi lotnictwa cywilnego. Względy ekonomiczne, wynikające ze specyfiki sprzedaży

[1] Zabezpieczeniem eksploatacji statków powietrznych dla Sił Zbrojnych RP zajmują się także nie należące do Skarbu Państwa zakłady Airbus Poland (dawniej PZL Warszawa-Okęcie) w odniesieniu do samolotów PZL-130 i C-295, zakłady PZL w Mielcu, należące do firmy Lockheed Martin w zakresie samolotów An-28/M28 i śmigłowców S-70i, zakłady WSK PZL-Świdnik, należące do koncernu Leonardo, obsługujące śmigłowce SW-4, W-3 i częściowo Mi-2, a także zakłady Pratt & Whitney Rzeszów (dawniej WSK PZL-Rzeszów), zabezpieczające eksploatację silników TWD-350, PZL-10S i PZL-10W.

[2] Aktualnie Wojskowe Zakłady Lotnicze Nr 1 S.A. w Łodzi zajmują się obsługą wszystkich wersji śmigłowców eksploatowanych w Siłach Zbrojnych RP z rodziny Mi (Mi-8, M-14, Mi-17, Mi-24), WZL Nr 1 Oddział w Dęblinie remontuje silniki turbowałowe TW3-117 oraz prowadzi obsługę samolotów szkolnych TS-11 i przygotowuje się do obsługi M-346; Wojskowe Zakłady Lotnicze Nr 2 S.A. w Bydgoszczy realizują pełną obsługę remontową samolotów Su-22, MiG-29 oraz C-130E, znaczący zakres obsługi samolotów F-16 C/D Block 52+, a w oddziale warszawskim silniki lotnicze AŁ-21, RD-33, TW2-117 i wybrane moduły silnika F100-PW-229; Wojskowe Centralne Biuro Konstrukcyjno-Technologiczne S.A. w Warszawie jest producentem i serwisantem większości urządzeń obsługi naziemnej statków powietrznych wszystkich typów eksploatowanych przez polskie siły zbrojne.

usług dla jednego odbiorcy w rygorach sektora zbrojeniowego, horyzont czasowy eksploatacji posiadanego przez Siły Zbrojne RP sprzętu wojskowego, a także potrzeba utrzymania kompetencji kadrowych i rozwoju samych przedsiębiorstw w zakresie modernizacji infrastruktury i oferowanych produktów – stanowią mechanizm poszukiwania sposobów i obszarów współpracy pomiędzy przedsiębiorstwem przemysłowym a ośrodkami naukowymi i instytutami badawczymi.

Zestawienie specyficznych oczekiwań krajowego przemysłu, na przykładzie przemysłu lotniczego, wobec polskich ośrodków naukowych, sformułowanych przez zakłady lotnicze Polskiej Grupy Zbrojeniowej S.A., stanowi przedmiot niniejszego opracowania.

2. ROLA PRZEMYSŁU W PROCESIE PRODUKCYJNYM

Obserwowany dzisiaj w świecie niezwykły rozwój technologii i wytwórczości przemysłowej czerpie swoją siłę z równie szybko rozwijających się nauk przyrodniczych i technicznych. Powiązanie nauki i przemysłu, uzupełnione popytem, czy też oczekiwaniem użytkownika końcowego na coraz doskonalszy produkt – stanowi ciąg powiązanych ze sobą zależności splecionych wynikiem ekonomicznym.

Przemysł stoi bowiem przed nie lada wyzwaniem – sprostaniem wymogom racjonalnego gospodarowania i uzyskiwania efektów ekonomicznych, czy wręcz finansowych, a równocześnie przekraczaniem rozwiązań zakorzenionych w niezmiennych prawach fizyki, techniki i zasad racjonalnego myślenia (innowacyjność), odpowiadając na oczekiwania rynku, czy wprost zapotrzebowania użytkownika. Upraszczając nieco, można powiedzieć, że warunki ekonomiczne realizacji tego wyzwania stanowią fundament powiązania przemysłu i nauki[3].

Cel tego działania wyznacza „użytkownik", który w praktyce dnia codziennego może być „zamawiającym" lub rynkowym „popytem". Realizację tego przedsięwzięcia wraz z zabezpieczeniem niezbędnych środków zapewnia „producent", „przemysł", a potencjał intelektualny niezbędny do zaspokojenia zdefiniowanych oczekiwań dostarcza nauka. W tym kontekście – analizowanie relacji pomiędzy nauką a przemysłem winno uwzględniać ten celowościowy charakter procesu, który nie musi być znany nauce, ale jest motorem działania przemysłu.

[3] „Przedsiębiorstwa są zatem zainteresowane dostępem do technologii efektywnych tzn. takich, ktore umożliwiają z tej samej ilości nakładow uzyskać większą ilość produktow (tzn. wyrobów i usług). Przedsiębiorstwa poszukują możliwości doskonalenia technologii istniejących oraz pozyskiwania nowych, stwarzających nowe możliwości: wytwarzania nowych produktow, umocnienienia własnej pozycji na rynkach istniejących, wejścia na nowe rynki, stosowania nowych sposobow prowadzenia biznesu, i in.", Santarek (red.) at al., 2008, s. 7-8.

Oczywiście, ten uproszczony schemat, poddany zostaje różnym procesom modyfikacji: w poszczególne relacje wprowadzeni zostają różni „pośrednicy" wydłużający łańcuch powiązań i komplikujący bezpośrednie odniesienia. I tak w relacji pomiędzy nauką a przemysłem pojawia się „system prawny" (w postaci regulacji), a pomiędzy przemysłem a „zamawiającym" – „system sprzedaży" (zasady handlu). Rozbudowanie tego schematu zależności na kolejne, bardziej szczegółowe elementy warunkujące, tj. uzależniające cały proces od czynników zewnętrznych, ma tendencję postępującą, nie będącą przedmiotem dalszych analiz. Stanowi jednak realną przeszkodę w utrzymywaniu świadomych relacji w całym procesie. Skutkiem tych utrudnień pojawia się tendencja „skracania" wzajemnych powiązań poprzez łączenie ośrodków naukowych z działalnością przemysłową (np. tworzenie spółek produkcyjnych przy ośrodkach naukowych) lub zatrudnianie kadry naukowej bezpośrednio w przemyśle. O ile doraźnie, można uznać za efektywne takie działania, w dłuższej perspektywie nie przynoszą one korzyści żadnej ze stron.

Tak zdefiniowana rola przemysłu stanowi element wytwórczy, łączący naukę, (właściciela nowych technologii) z użytkownikiem końcowym (zamawiającym). Przemysł w tym rozumieniu i z punktu widzenia ekonomicznego – jest stroną wiodącą w procesie rozwojowym. Pod warunkiem wszakże, że świadomy jest potrzeb użytkownika i niezbędności wsparcia ze strony nauki. Konsekwencją tego jest działanie, które moglibyśmy nazwać interakcyjne, czy marketingowe konfrontowanie potrzeb z możliwościami i ograniczeniami nauki. I odpowiednio formułowanie realnych oczekiwań wobec nauki pod wpływem zapotrzebowania zamawiającego.

Tak zarysowane teoretyczne powiązanie nauki i przemysłu, świadome niezbędności formułowania szerokich oczekiwań przemysłu wobec nauki, z konieczności musi być ujęte w ramy realnego odniesienia do konkretnej sytuacji, w której znajduje się przemysł w Polsce. Niesposób bowiem formułowć oczekiwania poza konkretnym systemem gospodarczym, prawnym, finansowym, czy organizacyjnym. Doświadczenie autora, każe odnieść powyższy schemat i sformułowanie oczekiwań przemysłu wobec nauki – do faktycznych relacji i oczekiwań wybranych spółek Skarbu Państwa, stanowiących tzw. domenę lotniczą w ramach Grupy Kapitałowej należącej do Polskiej Grupy Zbrojeniowej S.A.

Czym wyróżnia się przemysł zbrojeniowy, określany także jako przemysł specjalny [Łuczak, 2020], od pozostałych gałęzi przemysłu? Można wyróżnić następujące cechy: ze względu na przedmiot produkcji – niejawność wymagań (opis przedmiotu zamówienia, założenia taktyczno-techniczne) i wykorzystanie operacyjne (wymagania użycia taktycznego), ze względu na zamawiającego – zabezpieczenie dostaw (podstawowy interes bezpieczeństwa państwa) i wyłączenie z ogólnych procesów gospodarczych (przetargi, eksport), ze względu na użytkownika – certyfikacja (nadzór produkcyjny i badania zdawczo-odbiorcze) i eksploatacja (zabezpieczenie całego cyklu życia). Przemysł specjalny działa w obszarze ściśle uregulowanym – koncesje, certyfikacje, zatwierdzenia, licencje: kontrola zaopatrzenia i dostaw, kontrola podwykonawców i pozyskiwania wiedzy, kontrola produkcji, kontrola obrotu, szczególnie eksportu.

Wydawać by się mogło, że ograniczenia te (regulacje) pozwalają bardzo precyzyjnie i szczegółowo formułować oczekiwania przemysłu specjalnego wobec nauki: bardziej, aniżeli oczekiwania przemysłu cywilnego, opartego na zasadach wolnorynkowych. Praktyczne doświadczenie napotyka tu jednak na liczne trudności, wynikające ze zmiennych otoczenia – w obszarze zmian personalnych, w obszarze zmieniających się się przepisów i organizacji, w zakresie możliwości finansowych.

Z drugiej strony, o ile przemysł zbrojeniowy obejmuje szerokie spektrum produkcji sprzętu wojskowego – od bardzo prostych i codziennego użytku wyposażenia po skomplikowane urządzenia, bloki, systemy i pojazdy, o tyle lotniczy przemysł zbrojeniowy wykorzystuje tamten potencjał przenosząc go na jeszcze wyższy poziom zaawansowania technologicznego, niewiele ustępując technologiom kosmicznym. Także w tym wypadku można powiedzieć, że formułowane oczekiwania z tej strony mogą być najbardziej wszechstronne i wymagające.

3. PROJEKTY SPÓŁEK LOTNICZYCH REALIZOWANE WE WSPÓŁPRACY Z OŚRODKAMI NAUKOWO-BADAWCZYMI

3.1. Uwagi wstępne

Działalność badawczo-rozwojowa spółek domeny lotniczej PGZ realizowana jest głównie w obszarze nauk inżynieryjno-technicznych koncentrując się na takich dyscyplinach jak automatyka, elektronika i elektrotechnika, telekomunikacja, transport lotniczy, inżynieria materiałowa i mechaniczna. Spółki realizują większość projektów badawczo-rozwojowych w ramach wykonywanych usług przy współpracy z instytucjami naukowo-badawczymi, które wspierają także bieżące prace zakładów.

Zestawienie poniższe realizowanych aktualnie projektów badawczo-rozwojowych w spółkach domeny lotniczej Grupy Kapitałowej PGZ podzielone zostało na obszary merytoryczne, w ramach których – mimo podziału kompetencji – funkcjonuje więcej niż jeden podmiot. Podział taki wskazuje z jednej strony na potencjał poszczególnych spółek, z drugiej – na specyficzne powiązania poszczególnych obszarów w ramach przemysłu lotniczego.

3.2. Współpraca w zakresie lotnictwa śmigłowcowego

W obszarze śmigłowcowym głównym partnerem WZL Nr 1 jest Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych w Warszawie, z którym spółka realizuje m.in. projekty rozwojowe dotyczące uzbrojenia śmigłowców rodziny Mi oraz monitorowania stanu technicznego i obciążeń struktur kompozytowych na płatowcach

(we współpracy z Politechniką w Mediolanie). Wśród pozostałych projektów współpraca partnerska obejmuje także Instytut Lotnictwa z Warszawy (obecnie Sieć Badawczą Łukasiewicz – Instytut Lotnictwa) oraz Politechnikę Łódzką i Politechnikę Gdańską.

Ważnym obszarem rozwoju technologicznych kompetencji jest współpraca z ITWL w zakresie technologii produkcji struktur kompozytowych dla lotnictwa. Podnoszone nieustannie zdolności w tym zakresie owocują już produkcją elementów kompozytowych dla pilotowanych i bezpilotowych statków powietrznych.

Ciekawym wyzwaniem staje się dla WZL Nr 1, realizowany we współpracy z Wojskowym Instytutem Technicznym Uzbrojenia z Zielonki, projekt opracowania suborbitalnego systemu rakietowego do wynoszenia ładunków badawczych. Uruchomiony kilka miesięcy temu projekt trójstopniowego systemu rakietowego wielokrotnego użytku sfinalizowany powinien zostać do końca 2023 r.

3.3. Współpraca w realizacji usług samolotowych

Obszar samolotowy spółek domeny lotniczej wspierany jest naukowo przede wszystkim przez warszawski Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych. W WZL Nr 2 realizowane są aktualnie wspólne projekty dotyczące polonizacji wyposażenia eksploatowanych w Siłach Zbrojnych statków powietrznych MiG-29 czy Su-22, w tym m.in. opracowanie cyfrowego systemu informatora głosowego czy cyfrowego rejestratora parametrów lotu. Wsparcie Instytutu dotyczy także prac modernizacyjnych na płatowcach, szczególnie w zakresie opracowania biuletynów i dokumentacji technicznej przy tzw. polonizacji elementów wyposażenia.

Oddział dębliński WZL Nr 1 z powodzeniem realizuje prace obsługowe i modyfikacyjne na samolotach TS-11 oraz – we współpracy z Airbus Poland – na samolotach PZL-130 „Orlik", współpracując zarówno z ITWL, jak i z Instytutem Lotnictwa.

Warto zwrócić uwagę, że udział polskiego przemysłu lotniczego w pozyskaniu i zabezpieczeniu eksploatacji statków powietrznych do Sił Zbrojnych od dostawców zagranicznych (m.in. na skutek ograniczenia programów offsetowych), a zarazem współpraca polskiego przemysłu z rodzimymi ośrodkami naukowo-badawczymi w rozwoju i polonizacji tych dostaw jest znikoma [Cwojdziński, 2017].

3.4. Realizacja projektów w obszarze systemów BSP

Nowym i niezwykle dynamicznym obszarem badań rozwojowych w lotnictwie jest niewątpliwie projektowanie i budowa systemów bezzałogowych statków powietrznych, w którym zdobywane są nowe kompetencje w zakresie konstruowania,

programowania i produkcji tych wielofunkcyjnych jednostek latających. Doświadczenia z wykonywanych usług serwisowych, realizowanych w polskich zakładach – zaledwie w niewielkim stopniu mogą zostać wykorzystane do realizacji zadań projektowych, konstrukcyjnych i organizacji produkcji. Stąd ogromny wysiłek koncentrowany jest na ustanowieniu nowych, często unikalnych kompetencji. Obszar ten, obok typowych dla lotnictwa działań w zakresie aerodynamiki, awioniki, konstrukcji i technologii produkcji płatowca oraz napędu, obejmuje takie dziedziny jak mechanika, elektrotechnika, łączność i transmisja danych, analiza obrazowa, informatyka i oprogramowanie, optoelektronika, automatyka i logistyka.

W grudniu 2016 r. w ramach Grupy Kapitałowej Polskiej Grupy Zbrojeniowej utworzono w WZL Nr 2 w Bydgoszczy Centrum Kompetencyjne Systemów Bezzałogowych Statków Powietrznych. Podjęte tam prace rozwojowe obejmują aktualnie zarówno opracowania dotyczące całych systemów bezzałogowych statków powietrznych (DragonFly, Sowa, NeoX, Drozd, PGZ-19R), jak i wybranych elementów składowych tych systemów (system łączności i transmisji danych). Partnerami w tych pracach są wojskowe instytuty badawcze (ITWL i WITU) oraz uczelnie techniczne (Politechnika Poznańska i Warszawska, WAT), a także firmy prywatne, dla których niejednokrotnie zapleczem naukowym są wyższe uczelnie.

Na uwagę zasługuje finalizowany już projekt opracowania i produkcji przenośnego zestawu systemu amunicji krążącej (*Loitering Munition System*), umożliwiającej precyzyjne rażenie celów wysokowartościowych, oparty o wielowirnikowiec z wymienną głowicą bojową. Realizowany we współpracy z WITU projekt DragonFly oparty jest na polskiej myśli technicznej, zaczynając od konstrukcji statku powietrznego, poprzez system operacyjny po opracowanie różnych typów głowic bojowych.

Jednak głównym programem realizowanym obecnie przez konsorcjum spółek PGZ w obszarze BSP jest Program „Orlik". Ten szeroki program badawczy obejmuje wiele nowatorskich projektów wykorzystywanych w systemach BSP, dotąd nie realizowanych w kraju w ramach zastosowań militarnych. Opracowywany system PGZ-19R mieści się w kategorii taktyczne krótkiego zasięgu o masie do 150 kg MTOW i przeznaczony jest do zadań w zakresie rozpoznania obrazowego i radarowego. Ze względu na rozległość niezbędnych opracowań w tym programie – udział instytucji badawczych i naukowych jest koniecznym warunkiem powodzenia. Stąd nawiązana współpraca – na różnych etapach i w różnych dziedzinach – z ITWL, WAT, Politechniką Warszawską i innymi ośrodkami naukowymi – pozwala oczekiwać końcowego sukcesu, który powinien stać się podstawą do rozwijania i opracowywania nowych rozwiązań w innych programach.

3.5. Współpraca w obszarze silników lotniczych

Mniej spektakularnym obszarem realizacji projektów rozwojowych jest budowa i modernizacja silników lotniczych. O ile w zakresie remontów i modyfikacji serwisowanych w naszych zakładach (WZL Nr 2, dawne WZL Nr 4 i WZL Nr 1 Oddział Dęblin) silników turbinowych i turbowałowych należy zauważyć pewien stan stabilizacji, uwarunkowany potrzebami Sił Zbrojnych, zasadniczo zmieniający się w zakresie nowych technologii stosowanych do badań diagnostycznych i materiałowych, o tyle interesująca perspektywa rozwoju silników tłokowych została nakreślona przez kaliską Wytwórnię Sprzętu Komunikacyjnego. W oparciu o współpracę z Politechniką Lubelską realizowanych jest kilka projektów modernizacji produkowanych silników w układzie gwiaździstym (ASz-62IR) oraz budowy nowych silników lotniczych. Finalizowany projekt opracowania prototypu silnika PZL-200 przyniósł Spółce, poza wymiernym efektem marketingowym, wiele doświadczeń technologicznych i organizacyjnych, pozwalających na realizację kolejnych projektów. Duże nadzieje spółka wiąże z opracowywanym projektem małego silnika lotniczego o mocy 100 kW do napędu BSP [Juszczak, 2019]. Budowane dzisiaj kompetencje pozwolą zapewne spółce podjąć nowe wyzwania – postawione niebawem przez oczekiwania rynku.

3.6. Współpraca w zakresie urządzeń obsługi naziemnej statków powietrznych

Stosunkowo dużym doświadczeniem i zarazem szerokim wachlarzem realizowanych projektów może poszczycić się warszawskie WCBKT. Jako producent, dostawca i serwisant urządzeń obsługi naziemnej statków powietrznych, spółka nieustannie modernizuje i rozwija swoje wyroby, będąc monopolistą na rynku krajowym w produkcji agregatów rozruchowych, osuszaczy i wytwornic gazów. Kolejne serie dostarczanych urządzeń, a przede wszystkim rozszerzana flota statków powietrznych obsługiwanych przez te urządzenia, świadczą najlepiej o potencjale Spółki. Kluczem do rozwoju jest jednak współpraca zarówno z sąsiadującą Wojskową Akademią Techniczną, jak i z pobliskim ITWL.

Owocem podjętej współpracy badawczej są także projekty spoza lotnictwa – systemu ppoż. i tłumienia wybuchu StopFire, systemu ochrony aktywnej pojazdów ASOP, czy budowy mobilnych zestawów wytwornic tlenu i azotu AKDS. WCBKT uczestniczy także w realizacji projektów w obszarze lotnictwa cywilnego, głównie w branży lotniskowej, szczególnie w budowie urządzeń handlingowych i obsługi cargo.

4. OCZEKIWANIA PRZEMYSŁU WOBEC OŚRODKÓW NAUKOWO-BADAWCZYCH

4.1. Warunki dobrej współpracy

Konsekwentna realizacja zarysowanych projektów we współpracy z ośrodkami naukowo-badawczymi pozwala znacznie rozszerzyć zarówno kompetencje, jak i możliwości technologiczne i produkcyjne naszych zakładów. Daje możliwość udziału w pozyskaniu i rozwijaniu zaawansowanych technologii (m.in. w ramach programów offsetowych), budowie i opracowywaniu nowych konstrukcji i coraz bardziej wymagających materiałów, systemów, elementów wyposażenia i oprogramowania, diagnostyki i kalibracji, implementacji programów organizacji i zarządzania procesami produkcji i obsługi (zarządzanie cyklem życia produktu).

Istotnym aspektem dobrej współpracy w dziedzinie badawczo-rozwojowej jest wymiar finansowy. Utrzymywanie dużych zespołów naukowo-badawczych w spółkach prawa handlowego jest nieekonomiczne, a oderwanie specjalistów od dostępu do nowych trendów w danej dziedzinie szybko ich degraduje. Z drugiej strony, realizacja badań w obszarze nauk technicznych bez etapu wdrożenia, a nawet opracowania prototypu, i bez możliwości bezpośredniej wymiany doświadczeń z technologami i użytkownikiem końcowym, może nie tylko stracić swój walor przydatności, czy innowacyjności, ale wręcz stać się sztuką samą w sobie. Korzyści jakie mogą płynąć z dobrze zorganizowanej i wycenionej współpracy dla obu stron – przemysłowej i naukowo-badawczej – będzie można szybko zauważyć w wartości wdrożonych produktów, podpisanych kontraktów i złożonych ofert.

Drugim, często niedocenianym aspektem współpracy przemysłowo-badawczej jest czas. Zasadniczym celem działania spółki prawa handlowego jest sprzedaż, ewentualnie produkcja i sprzedaż wyrobów. To ze sprzedaży produktów i usług spółka czerpie środki służące utrzymaniu i dalszemu rozwojowi. Im szybciej wyprodukuje i sprzeda, im krótszy czas od opracowania do wdrożenia do produkcji i sprzedaży – tym większy zysk i tym większa możliwość dalszego rozwoju. Ośrodki naukowo-badawcze mają inny cel – badanie, analiza danego problemu, poszukiwanie najdoskonalszych rozwiązań, zastosowanie najbardziej optymalnych technologii, wynalezienie innowacyjnych, unikalnych konstrukcji i patentów, udowodnienie powtarzalności wyników i osiągów, zapewnienie niezawodności systemów. Im dłuższe badanie, im więcej czasu, tym lepiej dla jakości badań i sprawdzalności wyników.

Choć zdefiniowane cele obu organizacji są różne, a w pewnym aspekcie nawet sprzeczne, można dostrzeć w obu pewną komplementarność pozwalającą przezwyciężyć sprzeczności. Innym sposobem ich przezwyciężenia może stać się dobrze zaplanowana organizacja procesu współpracy, oparta o dobry plan, mechanizmy kontrolne i odpowiednią dyscyplinę wykonawczą.

4.2. Oczekiwania przemysłu

Uwarunkowania prawne, ekonomiczne i organizacyjne lotniczych zakładów przemysłowych w zmieniającym się otoczeniu oraz wobec nieustannie przyspieszającego rozwoju technologicznego w świecie narzucają potrzebę formułowania wobec nauki i różnorodnych ośrodków badawczych szeregu oczekiwań.

Zasadniczo oczekiwania te można podzielić na kilka grup:

− edukacyjne, które odnoszą się do kształcenia kadr i odpowiedniego przygotowania zaplecza personalnego przedsiębiorstwa na wyzwania rozwojowe,

− eksperckie, odnoszące się do profesjonalnego zaplecza naukowo-badawczego danego ośrodka, w tym do zasobów naukowych i technicznych (aparatura kontrolno-pomiarowa, stanowiska badawcze), pozwalających uzyskać specjalistyczną opinię, ocenę, analizę czy opracowanie,

− technologiczne i innowacyjne, wskazujące na potrzebę dostarczenia odpowiedniego ładunku intelektualnego, konkretnych rozwiązań systemowych i technicznych, wsparcia merytorycznego w zakresie absorpcji nowych technologii produkcji,

− organizacyjne, wyrażające zapotrzebowanie na optymalizację procesów produkcyjnych i technologicznych, poprawę jakości i kontroli wyrobów, organizacji wspólnych badań i udziału w programach rozwojowych na forach kajowych i międzynarodowych.

Celowo pominięty został aspekt finansowy oczekiwań, choć sprawa finansowania prac badawczych i rozwojowych oraz zasad rozliczeń pomiędzy instytucjami stanowi istotny element wzajemnych relacji. Widoczny jest poważny problem struktury finansowania zamówień i dostaw sprzętu wojskowego, a także sposobu wydatkowania środków z budżetu państwa na badania i rozwój. Mając na względzie poziom zaangażowania spółek zbrojeniowych w programy ogłaszane przez Narodowe Centrum Badań i Rozwoju – system obecny wymaga zdecydowanych zmian.

Ważnym aspektem, będącym często przedmiotem nieporozumień pomiędzy stronami współpracy, a także pomijanym (co prawda coraz rzadziej) we wzajemnych umowach, jest zagadnienie praw autorskich, tzw. transfer wiedzy (*know-how*). Zawiłe zapisy prawne, dotyczące autorskich praw majątkowych, licencji, przenoszenia tych praw i dysponowania prawem do produkcji, nie ułatwiają rozwiązania tego problemu. Precyzowanie zapisów umów i jednoznaczne rozumienie wzajemnych zobowiązań, wydaje się jedyną drogą do korzystnego uregulowania intelektualnej współpracy.

Wśród wielu szczegółowych oczekiwań przemysłu wobec instytucji naukowych i instytutów badawczych, z punktu widzenia interesu, którym kieruje się podmiot prawa handlowego, na czoło wysuwają się oczekiwania dotyczące podejścia holistycznego ze strony nauki oraz oczekiwania dotyczące sprawnego przebiegu procesu

opracowania, konstrukcji, badania danego przedmiotu. Jak już zostało wspomniane wyżej, celem działania przedsiębiorstwa komercyjnego jest zysk oparty o sprzedaż produktów lub usług, a zatem oczekiwaniem takiego podmiotu jest „szybkie" opracowanie nowego produktu, który byłby przedmiotem sprzedaży. Także z powodów ekonomicznych, choć nie zawsze sprawdzających się w praktyce[4], przemysł zainteresowany jest całościowym (kompletnym) podejściem nauki do procesu „dostarczenia" technologii i dokumentacji produktu lub usługi, prowadzącej dalej do sprzedaży i osiągnięcia zysku przedsiębiorstwa.

Konsekwencją tego jest niezbędność odniesienia się takiego podmiotu prawa handlowego do zasad rynkowych, a szczególnie do docelowego odbiorcy danego produktu lub usługi, który w przypadku przemysłu zbrojeniowego jest zamawiającym. Zamawiający lub użytkownik definiuje wymagania, a więc zapotrzebowanie na takie cechy przedmiotu produkcji, których opracowanie wymaga udziału nauki. Praktyczne podejście zakładu produkcyjnego do realizacji zamówienia generuje wobec nauki oczekiwania praktyczne: sprawnego przebiegu procesu badania, prowadzącego do szybkiego opracowania produktu końcowego, bezpośredniości w relacjach wzajemnych, stworzenia zespołów branżowych czy projektowych, interdyscyplinarnego podejścia do zagadnień merytorycznych. Oczekiwaniem jest także takie podejście do przedmiotu pracy, aby w optymalny sposób doprowadzić do wdrożenia tego przedmiotu do produkcji (podejście celowościowe).

Ale to praktyczne podejście zakładu produkcyjnego do realizacji zamówienia wskazuje zupełnie nową perspektywę relacji pomiędzy nauką a przemysłem. Pierwszym definitorem wymagań, a więc i oczekiwań użytkownika od nauki jest zamawiający. Przemysł jest niejako pośrednikiem i wykonawcą woli zamawiającego. Faktycznym źródłem oczekiwań i zarazem mecenasem badań naukowych dla przemysłu jest zamawiający i użytkownik.

LITERATURA

Pozycje książkowe

1. Darowska M. (oprac.), Kutwa K. (oprac.), 2019, Biała Księga Rynku Bezzałogowych Statków Powietrznych. U-Space – Rynek – Wizja rozwoju, Polski Instytut Ekonomiczny, Ministerstwo Infrastruktury, Warszawa.
2. Douhet G., 2013, Panowanie w powietrzu. Przypuszczalne formy przyszłej wojny oraz ostanie artykuły, przekł. M. Skwierczyńska, Wyd. Tetragon, Warszawa.
3. Jancelewicz B. (red.) praca zbiorowa, 2018, Szkoła inżynierii lotniczej i kosmicznej, Politechnika Warszawska, Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa, Warszawa.

[4] Konieczność zastosowania różnych technologii z różnych obszarów nauki wymusza także dywersyfikację implementowanej wiedzy i technologii z różnych, często specjalistycznych ośrodków naukowo-badawczych.

4. Juszczak H., 2019, Kaliskie skrzydła, Agencja Promocji Miasta, Kalisz.
5. Santarek K. (red.), Bagiński J., Buczacki A., Sobczak D., Szerenos A., 2008, Transfer technologii z uczelni do biznesu. Tworzenie mechanizmów transferu technologii, Polska Agencja Rozwoju Przedsiębiorczości, Warszawa.

Artykuły w czasopismach

1. Cwojdziński L., 2017, Strategiczny przegląd rozwoju polskiego lotnictwa wojskowego w perspektywie 25 lat, Lotnictwo Aviation International, Nr 7, s. 34-41.
2. Głowacki B., 2019, WCBKT S.A. na rynku cywilnym, Skrzydlata Polska, Nr 1, s. 24-27.
3. Łuczak W., 2020, Załamanie polskiego eksportu specjalnego, RAPORT Wojsko Technika Obronność, nr 7, s. 4-6.
4. Pacholski Ł., 2020, Wojskowe Zakłady Lotnicze nr 2 S.A. zakończyły pierwsze przeglądy PDM na polskich C-130E Hercules, Lotnictwo Aviation International, Nr 7, s. 30-32.
5. WZL Nr 1 S.A., 2020, Dzień dzisiejszy i perspektywy na przyszłość WZL Nr 1 S.A., Lotnictwo Aviation International, Nr 7, s. 5.

Artykuły w materiałach konferencyjnych

1. Cwojdziński L., 2018, Innowacyjne technologie obronne na współczesnym polu walki [materiały Konferencji naukowej „Nasze stulecie. Nauka dla obronności"], Poznań, s. 647-656.
2. Łodygowski T., Ciałkowski M., 2018, Wybrane aspekty współpracy Politechniki Poznańskiej z Siłami Zbrojnymi RP [materiały Konferencji naukowej „Nasze stulecie. Nauka dla obronności"], Poznań, s. 611-626.

Rozporządzenia

Rozporządzenie Ministra Nauki i Szkolnictwa Wyższego z dnia 4 stycznia 2011 roku w sprawie sposobu zarządzania przez Narodowe Centrum Badań i Rozwoju realizacją badań naukowych lub prac rozwojowych na rzecz obronności i bezpieczeństwa państwa (Dz. U. Nr 18, poz. 91).

INDUSTRY EXPECTATIONS TOWARDS SCIENTIFIC AND RESEARCH CENTERS ON THE EXAMPLE OF AVIATION COMPANIES OF THE POLISH ARMAMENTS GROUP

Abstract

This article examines the relationship between the defence industry, scientific and research centers and end user requirements in the field of acquiring new technologies and an innovative approach in the process of supplying and securing operation of military equipment. It also presents the rules for the implementation of reserch and development projects and the conditions underlying the operation of industry. The experience of the state-owned companies from the aviation domain of Polish Armaments Group plc in the field of research and development work carried out for years, were used to formulate elementary

conditions and principles of good cooperation between the user and ordering party, manufacturer and supplier, as well as a specialist and resercher of advanced technologies.

Słowa kluczowe: aviation, defence industry, research and development projects, advanced technology

Mirosław JAKUBOWSKI*

LOTNICTWO TRANSPORTOWE SIŁ ZBROJNYCH RP W OPERACJACH POMOCY HUMANITARNEJ

W artykule przedstawiono udział lotnictwa transportowego Sił Zbrojnych RP w operacjach pomocy humanitarnej realizowanych w ostatnich latach. Ze względu na swoje przeznaczenie i wyposażenie, operacje takie realizowane są głównie przez personel jednostek wojskowych 3. Skrzydła Lotnictwa Transportowego. Zadania te cechują się dużą skalą trudności spowodowaną m.in. ograniczonym czasem przygotowania oraz nieprzewidywalnością dalszego rozwoju sytuacji. Wysoki poziom wyszkolenia załóg oraz dobra współpraca poszczególnych elementów systemu dowodzenia Sił Zbrojnych są gwarantem powodzenia tego rodzaju misji. Operacje prowadzone na rzecz innych państw wybitnie przyczyniają się do kreowania pozytywnego wizerunku Polski na arenie międzynarodowej, a w układzie krajowym do zwiększenia zaufania społeczeństwa do całych sił zbrojnych.

Słowa kluczowe: siły zbrojne, lotnictwo, operacje, pomoc

1. WPROWADZENIE

Niesienie pomocy humanitarnej jest wyrazem solidarności i empatii dla ludzi stojących w obliczu nieszczęścia. Jej celem jest ratowanie i podtrzymywanie życia oraz zapewnienie poszanowania godności ludzkiej osobom zagrożonym lub dotkniętym skutkami katastrof zarówno naturalnych, jak i tych wywołanych działalnością człowieka. Obejmuje ona także działania zmierzające do zapobiegania i ograniczania skutków kryzysów humanitarnych. Pomoc ta odgrywa coraz istotniejszą rolę w budowaniu pozycji państwa na arenie międzynarodowej. Stanowi istotny element kreowania polityki zagranicznej Polski i świadczy o potencjale naszego państwa do niesienia pomocy innym krajom, w tym mniej rozwiniętym [druk sejmowy nr. 3405, 2019].

* Dowództwo 3. Skrzydła Lotnictwa Transportowego w Powidzu.

Lotnictwo Sił Zbrojnych RP aktywnie wspiera niesienie takiej pomocy. Zgodnie z Regulaminem Działań Sił Powietrznych „niesienie pomocy humanitarnej ludności cywilnej oraz likwidacja skutków klęsk żywiołowych i katastrof" zaliczane jest do operacji reagowania kryzysowego [Sztab Generalny WP, 2004]. Mogą one wchodzić w skład operacji wsparcia pokoju (tzw. „humanitarian relief"), lub też mogą być prowadzone, jako niezależne zadanie („humanitarian operations"), któremu poświęcony zostanie niniejszy artykuł.

W prowadzeniu operacji humanitarnych podstawowym rodzajem działań sił powietrznych jest transport powietrzny. Najczęściej w tego rodzaju działaniach użycie lotnictwa transportowego sprowadza się do przewozu środków medycznych, żywności, koców, śpiworów, namiotów, urządzeń do uzdatniania wody, materiałów budowlanych, sprzętu technicznego oraz przewozu grup poszukiwawczo-ratowniczych z wyposażeniem i innego wyspecjalizowanego personelu [Tymczasowa taktyka lotnictwa transportowego, 2013]. Ładunki dostarczane są metodą lądującą z wykorzystaniem siatki istniejących lotnisk. Personel latający Sił Powietrznych RP przygotowany jest także do użycia improwizowanych stref lądowania oraz zrzutu ładunków z powietrza na spadochronach, ale do tej pory nie było konieczności wykorzystania tych zdolności. Lotnictwo transportowe jest szczególnie pozytywnie postrzegane i doceniane przez społeczność międzynarodową, przez jego zaangażowanie w niesieniu pomocy ludziom dotkniętym przez różnego rodzaju katastrofy ekologiczne czy klęski żywiołowe. Dostarczenie pomocy drogą powietrzną często jest jedyną możliwością zwłaszcza podczas powodzi, trzęsień ziemi czy huraganów. Ze względu na konieczność realizowania tego rodzaju misji w rejonach, gdzie często nie mogą być spełnione międzynarodowe standardy lotnictwa cywilnego, wojskowe lotnictwo transportowe stało się praktycznie jedynym środkiem realizacji transportu powietrznego.

Dowództwo 3. Skrzydła Lotnictwa Transportowego (3. SLTr) jest związkiem szczebla taktycznego, przeznaczonym do organizacji i nadzoru zabezpieczenia transportu lotniczego na korzyść wszystkich rodzajów Sił Zbrojnych oraz realizacji zadań w ramach lotniczego systemu poszukiwania i ratownictwa (SAR). Jednostki wojskowe wchodzące w skład tego związku taktycznego (ZT) to:

- 1. Baza Lotnictwa Transportowego (1. BLTr) z siedzibą w Warszawie,
- 8. Baza Lotnictwa Transportowego (8. BLTr) z miejscem dyslokacji Kraków,
- 33. Powidzka Baza Lotnictwa Transportowego (33. BLTr) z Powidza,
- 1. Grupa Poszukiwawczo-Ratownicza (1. GPR) ze Świdwina,
- 2. Grupa Poszukiwawczo-Ratownicza (2. GPR) z Mińska Mazowieckiego,
- 3. Grupa Poszukiwawczo-Ratownicza (3.GPR) z Krakowa.

Zadania, do jakich przeznaczone są ww. jednostki to przede wszystkim zabezpieczenie transportu lotniczego, a w tym udział w operacjach niesienia pomocy humanitarnej. Ze względu na wyszkolenie załóg, możliwości wykorzystywanych statków powietrznych oraz ich wyposażenie możliwe jest użycie sił i środków wymienionych wyżej jednostek w efektywny sposób do niesienia pomocy humanitarnej. O ile za-

sadniczym przeznaczeniem Grup Poszukiwawczo-Ratowniczych jest pełnienie dyżurów ratowniczych w służbie poszukiwania i ratownictwa lotniczego – Air Search and Rescue (ASAR), ostatnie doświadczenia z przeciwdziałania pandemii koronawirusa pokazały, że mogą one być wykorzystywane także do ewakuacji chorych na COVID-19 obywateli. Ostatnie miesiące dobitnie pokazały wysoki stopień zaangażowania wojskowego lotnictwa transportowego w walce z pandemią wywołaną wirusem SARS-CoV-2.

2. PRZEGLĄD OPERACJI HUMANITARNYCH W LATACH 2015–2020

W poniższym rozdziale zaprezentowane będą niektóre z prowadzonych operacji humanitarnych wspieranych przez załogi samolotów transportowych 3. SLTr. Ze względu na klauzule niejawności nie będą poruszane informacje dotyczące np. ewakuacji pracowników polskich ambasad z państw objętych zamieszkami czy konfliktami zbrojnymi.

2.1. Ewakuacja osób oraz operacje pomocowe

W dn. 13 stycznia 2015 roku rozpoczął się proces ewakuacji obywateli polskiego pochodzenia z terenów wschodniej Ukrainy. Ze względu na trwający konflikt wojsk ukraińskich z prorosyjskimi separatystami na wyjazd z terenów w pobliżu miasta Donbas zdecydowało się 178 osób. Inicjatorem operacji transportu było Ministerstwo Spraw Zagranicznych. Data przeprowadzenia ewakuacji ze względów bezpieczeństwa nie była podawana do wiadomości publicznej. W operację zaangażowanych było 5 samolotów C-295M Casa z 8. BLTr oraz 2 samoloty C-130 Hercules z 33. BLTr. Samoloty C-295 wykorzystane zostały do transportu pasażerów, podczas gdy C-130 do przewiezienia najpotrzebniejszych do życia bagaży. Ewakuowani pasażerowie dowiezieni zostali autobusami na lotnisko w Charkowie, gdzie po dokonaniu procedur granicznych zostali przetransportowani na lotnisko wojskowe w Malborku. Ze względu na możliwe zagrożenie ostrzałem przez separatystów w rejonie Charkowa, załogi samolotów przygotowane były na zastosowanie manewrów unikowych oraz użycie środków obrony pasywnej. Wszystkie istotne informacje dotyczące zagrożenia możliwymi ostrzałami przekazane zostały załogom podczas przygotowania do wykonania lotu operacyjnego.

Podobny charakter miała operacja ewakuacji osób polskiego pochodzenia ze wschodniej Ukrainy m. in. z Mariupola i okolic, która odbyła się 23 listopada 2015 r. Przetransportowanych zostało 149 osób wraz z 50 kg bagażu na osobę dorosłą. W porównaniu do operacji przeprowadzonej w styczniu, wśród ewakuowanych była większa liczba małych dzieci oraz niemowląt [komunikat internetowy PAP]. W ope-

rację zaangażowane były 4 samoloty C-295M oraz jeden samolot C-130. Załadunek pasażerów odbył się w międzynarodowym porcie lotniczym Zaporoże, natomiast lądowanie samolotów miało miejsce na wojskowym lotnisku w Malborku, gdzie Straż Graniczna zorganizowała dodatkowe przejście graniczne wykorzystane tylko w celu zabezpieczenia ewakuacji. W organizację przedsięwzięcia zaangażowanych było kilka instytucji m.in. Kancelaria Prezesa Rady Ministrów, Ministerstwo Spraw Zagranicznych, sejmowa komisja łączności z Polakami za granicą oraz Caritas Polska. Zaplanowanie transportu lotniczego leżało po stronie Dowództwa Generalnego Rodzajów Sił Zbrojnych, a szczegółowy plan operacji transportowej został sporządzony przez personel Grup Działań Lotniczych 8. i 33. Bazy Lotnictwa Transportowego.

Działaniem lotnictwa na rzecz Polaków były także misje lotnicze realizowane, jako rządowe wsparcie dla fundacji „O uśmiech dziecka". Fundacja ta zorganizowała m.in. kolonie dla dzieci Polonii zamieszkałej na Litwie, Ukrainie, Białorusi czy w Kazachstanie. W lipcu 2015 r. oraz w lipcu 2017 r. samolot C-295M przetransportował w każdym locie po 40 dzieci wraz z opiekunami ze Lwowa do Gdańska. Także w lipcu 2019 r. ww. fundacja była organizatorem wypoczynku dla dzieci Polaków żyjących w Kazachstanie. Siły Powietrzne wydzieliły do zabezpieczenia transportu samolot C-130 z 33. BLTr, który przewiózł 43 pasażerów wraz z bagażami oraz samolot Boeing B-737 z 1. BLTr na którego pokładzie podróżowało 80 dzieci i opiekunów.

Z całą pewnością stwierdzić trzeba, iż działania takie pozytywnie wpłynęły na postrzeganie państwa polskiego, jako kraju, który dba o interesy swoich rodaków rozsianych po całym świecie. Szczególnie jest to istotne dla tych, którzy przebywają w państwach gdzie niska stopa życiowa nie pozwala na samodzielne podróżowanie do ojczyzny przodków. Uśmiech i zadowolenie widoczne na twarzach pasażerów były szczególną nagrodą dla personelu latającego biorącego udział w tych operacjach.

2.2. Pomoc humanitarna dla państw dotkniętych klęską żywiołową

Inny charakter mają zadania realizowane po wystąpieniu klęski żywiołowej. Przykładem takiej misji był transport ratowników i ich wyposażenia do Nepalu po wystąpieniu tam trzęsienia ziemi w dn. 25 kwietnia 2015 r. W wyniku kataklizmu o sile 7,8 stopni w skali Richtera prawie 9 tysięcy osób straciło życie, a ponad 22 tysięcy zostało rannych [komunikat internetowy UNICEF]. Wielu z tych, którzy przeżyli straciło cały dobytek. W obliczu klęski żywiołowej, rząd Nepalu zwrócił się do społeczności międzynarodowej z prośbą o udzielenie pomocy ratowniczej i humanitarnej. Już kolejnego dnia do zniszczonego państwa napływać zaczęła pomoc z zagranicy. Na otwartym, po usunięciu największych zniszczeń lotnisku w Katmandu, zaczęły lądować samoloty z pomocą humanitarną.

Na podstawie decyzji Ministra Spraw Wewnętrznych już o godz. 09.00 27.04.2015 wyczarterowany samolot Polskich Linii Lotniczych LOT z grupą 81 ratowników Państwowej Straży Pożarnej wylądował na lotnisku w Katmandu. Ratownicy mieli z sobą kilka ton specjalistycznego sprzętu ratowniczego oraz 12 psów wyszkolonych do tego typu działań. W skład przetransportowanego personelu wchodziło także 6 ratowników Polskiego Centrum Pomocy Międzynarodowej. Do niesienia pomocy szybko przyłączyły się organizacje takie jak Caritas Polska, Polski Czerwony Krzyż, Polska Misja Medyczna oraz Polska Akcja Humanitarna.

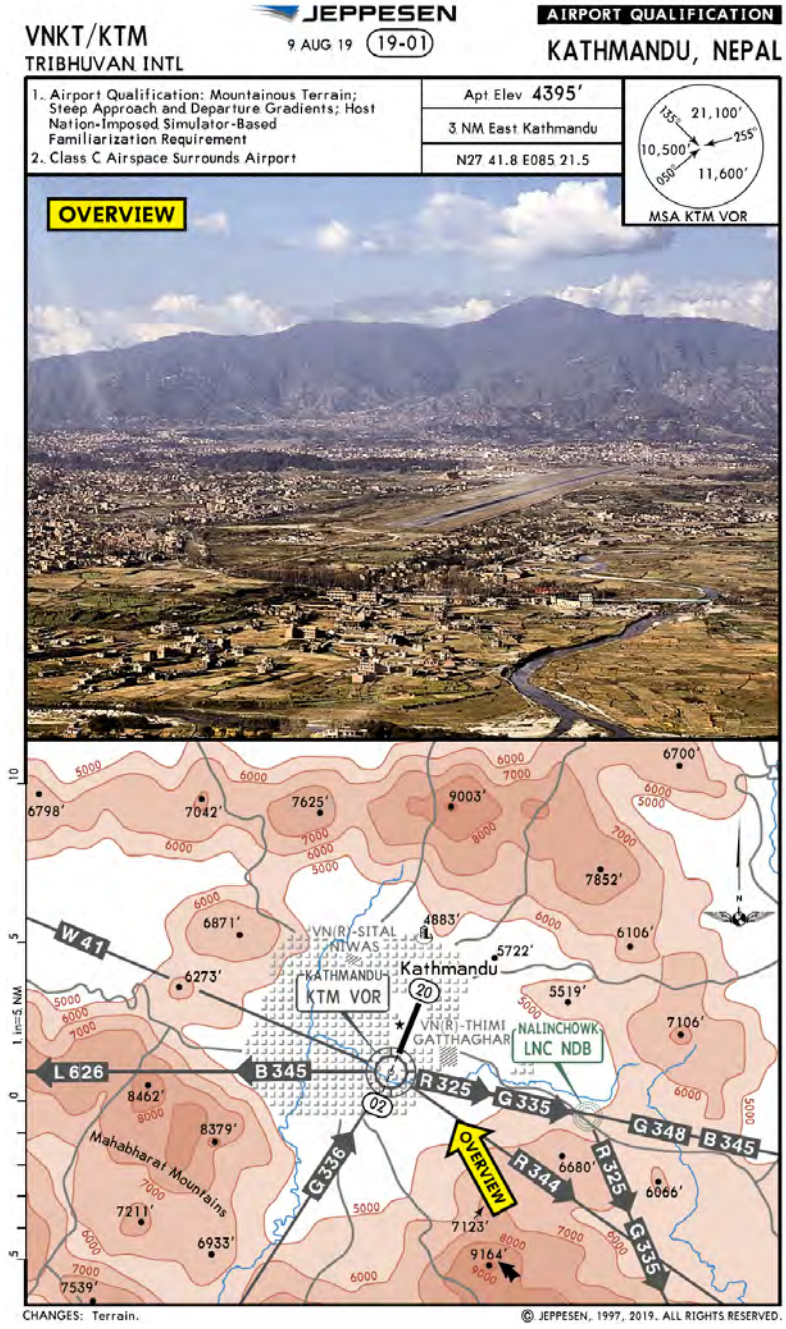
Po uzyskaniu wymaganych zgód międzynarodowych wydawanym wojskowym statkom powietrznym na przelot nad terytorium państw leżących na trasie przelotu oraz niezbędnych przygotowaniach, w dn. 2 maja 2015r. z lotniska Warszawa Okęcie oraz Kraków Balice wystartowało 5 wojskowych samolotów transportowych w celu transportu pomocy humanitarnej. Na pokładach 3 samolotów C-295M oraz 2 samolotów C-130 oprócz przedstawicieli ww. organizacji znalazło się ok. 30 ton ładunku. Główną część towaru stanowiły łóżka polowe, namioty, koce, żywność, środki czystości oraz leki. Po ok. 11 godz. lotu C-130 oraz 15 godz. dla C-295M samoloty wylądowały na międzynarodowym lotnisku w New Delhi (Indie). Lotnisko to stało się bazą dla polskiego komponentu lotniczego. Port lotniczy w Katmandu ze względu na swoją ograniczoną przepustowość oraz duży ruch samolotów innych państw niosących pomoc nie mógł pełnić roli lotniska bazowania.

Fot. 1. Rozładunek samolotów z pomocą humanitarną na międzynarodowym lotnisku w Katmandu (fotografia ze zbiorów własnych autora)

Wysokie temperatury powietrza, przekraczające w ciągu dnia 45°C, oraz położenie lotniska na wysokości 4395 stóp spowodowały, że efektywny transport pomocy z lotniska New Delhi do Katmandu, ze względu na możliwości samolotu w tak nie-

korzystnych warunkach mógł być zrealizowany tylko z wykorzystaniem samolotów C-130 Hercules. Loty odbywały się w godzinach nocnych z powodu niższych temperatur powietrza umożliwiających zabranie większej wagi ładunku. Podczas lotów powrotnych zabierany był personel misji ratowniczej Straży Pożarnej.

Lotnisko Katmandu wyposażone jest tylko w nieprecyzyjne systemy podejścia do lądowania VOR. Systemy te nie zapewniają wskazań położenia samolot w płaszczyźnie poziomej zwiększając, w przypadku popełnienia błędu, ryzyko zderzenia z otaczającymi masywami górskimi. Wymagało to solidnego i drobiazgowego przygotowania do wykonania lotu. Ze względu na stromą ścieżkę podejścia oraz górzyste otoczenie lotniska, cywilne władze lotnicze rekomendują pilotom zapoznanie się z lotniskiem podczas sesji treningowych na symulatorze lotów [karta podejścia do lądowania Jeppesen]. Takich możliwości nie było ze względu na nagłą i nieprzewidzianą sytuację związaną z wystąpieniem kataklizmu, zatem bezpieczne wykonanie zadania świadczy o profesjonalizmie załóg lotniczych 3. Skrzydła Lotnictwa Transportowego. Powrót samolotów na lotnisko Warszawa Okęcie z ratownikami Państwowej Straży Pożarnej na pokładzie nastąpił w dn. 6 maja 2015 r.



Rys. 1. Karta podejścia lotniska Katmandu – informacje ogólne [wydawnictwo Jeppesen]

Efektem pomocy państwa polskiego dla poszkodowanych trzęsieniem ziemi w Albanii w listopadzie 2019 roku był lot samolotu C-295M. Na jego pokładzie przewiezionych zostało 10 pasażerów biorących udział w pomocy społeczeństwu albańskiemu.

Kilkukrotnie w ciągu ostatnich lat dary z pomocą humanitarną przekazane zostały także mieszkańcom pochłoniętego wewnętrznymi konfliktami Iraku. Przy wykorzystaniu samolotów C-130 dostarczone zostały najbardziej potrzebne dla życia towary. W styczniu 2020 r. samolot C-130 w ramach pomocy humanitarnej dla Libanu przewiózł przybory szkolne, opatrunki oraz materiały sanitarne. Ich dystrybucją zajęli się żołnierze pełniący służbę w ramach Polskiego Kontyngentu Wojskowego stacjonującego w Libanie. Wsparcie lokalnej społeczności jest jednym z zadań tej misji realizowanej pod egidą ONZ.

Tabela 1

Wybrane loty z pomocą humanitarną realizowane przez załogi 3. SLTr w latach 2015–2020

Miesiąc	Typ statku powietrznego	Miejsce	Pax	Cargo (t)	Uwagi
2015					
styczeń	5 x C-295 2 x C-130	Charków (Ukraina)	250	17,500	Transport obywateli pochodzenia polskiego z Ukrainy
marzec	1 x C-130	Bagdad (Irak)		10,000	Pomoc humanitarna
maj	2 x C-130	Katmandu (Nepal)	6	20,000	Przewóz ratowników i sprzętu/pomoc humanitarna (trzęsienie ziemi)
	3 x C-295		75	10,500	
lipiec	1 x C-295M	Lwów (Ukraina)-Gdańsk	40		Przewóz dzieci i opiekunów „Fundacja o uśmiech dziecka”
listopad	4 x C-295 1 x C-130	Zaporoże (Ukraina)	164	11,480	Transport obywateli pochodzenia polskiego z Ukrainy
2016					
wrzesień	1 x C-130	Irbil (Irak)		8,000	Pomoc humanitarna

Tabela 1 cd.

2017					
lipiec	1 x C-295	Lwów (Ukraina)	40		Przewóz dzieci z Ukrainy
2018					
grudzień	1 x C-130	Irbil (Irak)	2	4	Pomoc humanitarna
2019					
lipiec	1 x C-130 1 x B-737	Astana (Kazachstan)	43		Przewóz dzieci i opiekunów „Fundacja o uśmiech dziecka”
listopad	1 x C-295	Tirana (Albania)	10		Trzęsienie ziemi
2020					
styczeń	1 x C-130	Bejrut (Liban)		1,000	Pomoc humanitarna

2.3. Akcja Serce

Loty z organami przeznaczonymi do przeszczepu nie są lotami z pomocą humanitarną w rozumieniu regulaminów i instrukcji wojskowych, jednakże mają charakter wybitnie humanitarny, ratując życie wielu pacjentów. Transport lotniczy to najszybsza forma dowiezienia organów do przeszczepu. Siły Zbrojne RP przeprowadziły setki takich lotów w ramach „Akcji Serce”. Pierwszy lot z sercem do przeszczepu załoga wojskowego samolotu wykonała w lutym 1985 r. na prośbę dr Zbigniewa Religi [komunikat internetowy Wojska Polskiego]. Od tamtej pory przyjęła się nazwa „Akcja Serce”, choć obecnie transportowane są często inne organy przeznaczone do przeszczepu, wymagające szybkiego działania. Współpraca wojska i kardiochirurgów została sformalizowana w 1988 r., kiedy ówczesne Dowództwo Wojsk Lotniczych zawarło umowę o współpracy z Kliniką Kardiochirurgii Śląskiej Akademii Medycznej w Zabrzu w zakresie transportu lotniczego zespołów lekarskich oraz narządów do transplantacji. Umowa ta była nowelizowana, a obecnie jej stroną jest Ministerstwo Zdrowia. Na jej potrzeby, w jednostkach 3. SLTr utrzymywana jest w gotowości załoga i samolot do wykonania lotu ratującego życie. Loty w ramach „Akcji Serce” odbywają się o różnych porach dnia i nocy, a czynnikami ograniczającymi ich wykonanie są tylko warunki pogodowe panujące na lotniskach lądowania.

W przypadku zaangażowania w inne zadania lot taki realizowany jest także przez załogi Gdyńskiej Brygady Lotnictwa Marynarki Wojennej.

Do tego rodzaju lotów wyznaczane są załogi samolotów C-295M Casa oraz M-28 Bryza. Samolot C-130 Hercules nie jest utrzymywany w gotowości do akcji m.in. ze względu na długi proces przygotowania do lotu.

Scenariusz misji w ramach "Akcji Serce" wygląda zawsze podobnie. Przedsięwzięcie inicjowane jest przez zespół transplantologów przekazujących informację do Połączonego Centrum Operacyjnego Dowództwa Generalnego Rodzajów Sił Zbrojnych (PCO DG RSZ). Poprzez wykorzystanie systemu dyżurnych służb operacyjnych związków taktycznych wyznaczana jest jednostka lotnicza do wykonania zadania. Po postawieniu wyznaczonej przez przełożonych załodze zadania lotniczego, analizie pogody na planowanych do lądowania lotniskach, przygotowaniu załogi oraz samolotu następuje start z lotniska bazowania. Pierwsza część zadania to lot po lekarzy-transplantologów. Następnie realizowany jest lot po organy, które po pobraniu dowożone są na najbliższe lotnisko kołowym transportem sanitarnym. Po załadunku pojemnika z planowanymi do przeszczepu organami, załoga wykonuje trasę na lotnisko położone najbliżej kliniki wykonującej przeszczepy. Na końcu następuje powrót do macierzystej jednostki. Załogi lotnicze spędzają w ten sposób od 3 do 6 godz. w powietrzu oraz kilka kolejnych w oczekiwaniu na lotniskach na zespoły medyczne, które pracują w szpitalach pobierając organy. „Akcja Serce" to skoordynowany wysiłek wielu ludzi dla ratowania życia jednego człowieka. Właśnie z tych lotów personel latający jest szczególnie dumny, a ich realizacja przynosi dużo satysfakcji.

Poprzez realizację takich misji Siły Zbrojne już w okresie pokoju mogą wykazać swoją przydatność i udowodnić zasadność ponoszenia kosztów na ich utrzymanie, a także budować dobre relacje i więzi ze społeczeństwem [Rajchel, 2017].

Tabela 2

Realizacja lotów na „Akcję Serce"

Rok	Liczba zrealizowanych zadań „Akcji Serce"	Przybliżony nalot
2015	15	55
2016	11	50
2017	34	120
2018	38	150
2019	33	125
do 30.06.2020 r.	16	60

3. WALKA Z PANDEMIĄ COVID 19

Podobnie jak inne rodzaje wojsk, także Siły Powietrzne zaangażowały się w walkę z zagrożeniem, jakie dla całej ludzkości przyniósł koronawirus SARS-CoV-2. Pierwsze miesiące zwalczania tego zagrożenia były najtrudniejsze. W tym właśnie czasie trzeba było wypracować, a następnie wdrożyć do codziennego użytku odpowiednie procedury i metody działania [Szopa, 2020]. Do przedsięwzięć związanych z przeciwdziałaniem pandemii oddelegowane zostały znaczące siły lotnictwa transportowego, utrzymując przy tym gotowość do obrony kraju. W ciągłej 6-godzinnej gotowości do działania utrzymywano m.in. samolot M-28 Bryza oraz C-295M Casa z jednostek 3. SLTr. Wydzielone zostały także śmigłowce z 1. BLTr. oraz innych związków taktycznych. W miarę potrzeb wykorzystywane były również pozostałe statki powietrzne.

W początkowym okresie pandemii stosowano znane żołnierzom obsługi oraz personelowi latającemu procedury działania po wystąpieniu zagrożenia bronią masowego rażenia CBRN (chemical, biological, radiological and nuclear). Były one opracowane i wielokrotnie przetestowane podczas ćwiczeń i treningów realizowanych zgodnie z planowym cyklem szkolenia wojsk. W miarę pojawienia się nowych, rzetelnych informacji, zaleceń oraz doświadczeń powstały procedury operacyjne wykonywania operacji transportu powietrznego dostosowane do specyfiki zagrożeń spowodowanych przez koronawirusa. W związkach taktycznych, w tym także w 3. SLTr. powstały kompendia użycia sprzętu i personelu do przeciwdziałania rozprzestrzeniania się koronawirusa SARS-CoV-2. W ich założeniu miały one na celu zminimalizowanie ryzyka zakażenia załóg przy jednoczesnym efektywnym wykorzystaniu posiadanych zasobów ludzkich i sprzętowych. W dotychczasowej działalności potwierdzona została skuteczność przyjętych rozwiązań, a lotnictwo transportowe w pełni zachowało operacyjną gotowość do działania.

Podczas realizacji lotów w czasie zagrożenia Covid-19 szczególnego znaczenia nabiera odpowiednie zaplanowanie całej misji. Już na tym etapie koniecznym jest oszacowanie ryzyka uzależnionego od stanu transportowanych pasażerów – tab. 2.

Dla każdej planowanej operacji wskazana jest załoga zapasowa pozostająca w gotowości do momentu realizacji zadania przez załogę podstawową. W celu zminimalizowania ryzyka rozprzestrzeniania się potencjalnego zakażenia, składy załóg są w miarę możliwości stałe, a załogi podstawowe mają ograniczony kontakt z załogami zapasowymi. Istotna jest samokontrola stanu zdrowia każdego z członków personelu latającego.

Tabela 3

Kategorie ryzyka ekspozycji podczas lotów

Wysokie	**Średnie**	**Niskie**
Transport chorych z objawami/stwierdzonym zakażeniem	Transport osób bezobjawowych	Transport zdrowych oraz poddanych 14-dniowej kwarantannie
Transport osób z podejrzeniem zakażeniem	Transport towaru o potwierdzonym kontakcie z chorymi	Transport towarów z rejonów epidemicznych

W trakcie realizacji misji, podczas której istnieje ryzyko zakażenia, załoga musi być bezwzględnie wyposażona w następujące środki ochrony osobistej:

- rękawice lateksowe w ilości 8 par na odcinek lotu dla każdego członka załogi,
- rękawice ochronne dla personelu latającego – dla technika pokładowego i technika załadunku para na odcinek lotu, dla pozostałego personelu dwie pary na wylot,
- maseczki ochronne – 1 maseczka chirurgiczna na każde 2 godziny lotu na członka załogi lub 1 maseczka FFP2 na każde dwa odcinki lotu, nie więcej niż 8 godzin łącznego czasu lotu dla każdego członka załogi,
- maski z filtropochłaniaczem – po 1szt. na każdego członka załogi, filtropochłaniacze do masek przeciwgazowych powinny zostać wymienione nie rzadziej niż po wykonaniu zadania lotniczego,
- płyn dezynfekujący oraz ściereczki nasączone płynem dezynfekującym,
- strój ochronny (paroprzepuszczalny) – 2 szt. na odcinek lotu dla każdego technika pokładowego i technika załadunku, 1 szt. na odcinek lotu dla pozostałych członków załogi,
- worki na odpady medyczne.

Ze względu na lepsze właściwości ochronne, w kwietniu br. została wprowadzona do użytkowania maska przeciwgazowa typu AVON FM 53 wcześniej stosowana przez żołnierzy Wojsk Specjalnych podczas realizacji zadań w warunkach skrajnie niebezpiecznych. Bezpieczeństwo jej użytkowania przez personel latający zostało potwierdzone przez wykonanie lotów próbnych kontrolnych z wykorzystaniem ww. wyposażenia. Maskę dostosować można do elementów ubioru żołnierzy, tj. hełmów, odzieży ochronnej, kapturów itp. Jej konstrukcja umożliwia spożywanie napojów oraz współpracę z radiostacją lotniczą oraz radiostacjami indywidualnymi.

Odpowiednie zabezpieczenie wymagane jest także od transportowanych pasażerów, co do których istnieje podejrzenie zakażenia. Dostarczenie takiego zabezpieczenia realizowane jest przez dysponenta i zawiera m.in. następujące elementy:

- rękawiczki lateksowe w ilości 1 para na dwie godziny lotu na pasażera,

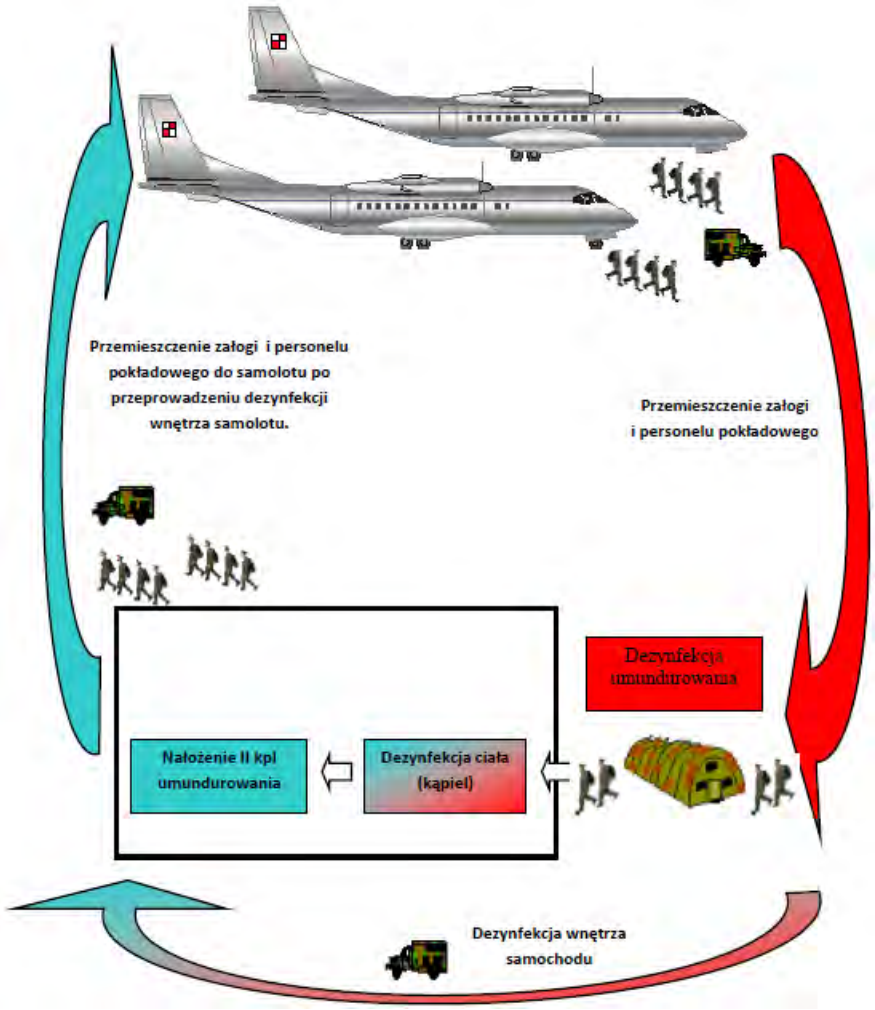
− maseczki ochronne – jedna maseczka chirurgiczna na każde 2 godziny lotu lub 1 maseczka FFP2 na 8 godzin lotu na pasażera,
− płyn dezynfekcyjny,
− kombinezon ochronny (paroprzepuszczalny) – 1szt. na pasażera na dzień.

W trakcie lotu, w miarę możliwości, pasażerowie rozmieszczeni są w bezpiecznej odległości 1,5 m z zachowaniem zasady dystansu społecznego.

Po wykonaniu lotu wymagana jest dekontaminacja, czyli usunięcie i dezaktywacja substancji szkodliwej. W zależności od kategorii ryzyka wykonywana jest:

− pełna dekontaminacja po locie wysokiego lub średniego ryzyka przeprowadzona przez wyspecjalizowany personel jednostek przeznaczonych do obrony przed bronią masowego rażenia (OPBMR),
− częściowa dekontaminacja realizowana przez dedykowany i odpowiednio przeszkolony personel jednostki macierzystej.

Decyzją wyższych przełożonych wszystkie samoloty wraz z załogami wracające z zagranicy poddawane są wywiadowi medycznemu i – w zależności od potrzeb – dekontaminacji na wojskowej części lotniska Wrocław Strachowice. Pomimo zwiększenia czasu i kosztów operacji podjęte działania profilaktyczne okazały się w pełni skuteczne.



Rys. 2. Schemat organizacyjny prowadzenia profilaktycznej dezynfekcji załogi i personelu pokładowego [Dowództwo 3. SLTr, 2020]

Nawet po uwzględnieniu wielorakich przeszkód i problemów, wojskowe lotnictwo transportowe realizowało swoje zadania na korzyść społeczeństwa. Wysiłek organizacyjny, którego efektem są zrealizowane zadania lotnicze ilustruje poniższa tabela.

Tabela 4

Wybrane loty z pomocą humanitarną realizowane podczas pandemii Covid-19

Miesiąc	Typ statku powietrz-nego	Miejsce	Pax	Cargo (t)	Uwagi
2020					
luty	2 x C-295	Istres (Francja)	40		Ewakuacja obywateli polskich z Chin przez Francję
luty	1 x C-295	Paryż (Francja)	2		Ewakuacja obywateli polskich z Chin przez Francję
marzec	1 x C-295	Rzym (Włochy)	15		Transport medyków pomagających w walce z pandemią
kwiecień	1 x C-295	Lublana (Słowenia)	4		Transport medyków pomagających w walce z pandemią
kwiecień	1 x G550	Chicago (Stany Zjednoczone)	9		Transport medyków pomagających w walce z pandemią
kwiecień	1 x C-130 2 x C-295	Stambuł (Turcja)		19,00	Transport środków ochrony indywidualnej dla Polski
czerwiec	1 x C-295	Duszanbe (Tadżykistan)	20	1,100	Zespół lekarzy + środki ochrony indywidualnej
czerwiec	1 x C-130	Tbilisi (Gruzja)	2	7,520	Pomoc humanitarna (środki ochrony indywi-dualnej)
czerwiec	1 x C-295	Duszanbe (Tadżykistan)	20	1,100	Pomoc humanitarna (środki ochrony indywi-dualnej)
czerwiec	1 x C-295	Duszanbe (Tadżykistan)	20	1,100	Pomoc humanitarna (środki ochrony indywi-dualnej)
czerwiec	1 x C-295	Baku (Azerbejdżan)	2	3,560	Pomoc humanitarna (środki ochrony indywi-dualnej)
czerwiec	1 x C-295	Erewań (Armenia)	4	3,610	Pomoc humanitarna (środki ochrony indywi-dualnej)

4. PODSUMOWANIE

Piloci, lotnicy i żołnierze lotnictwa transportowego Sił Zbrojnych RP każdego dnia podejmują szereg działań, które zapewniają nie tylko bezpieczeństwo, ale także niosą pomoc potrzebującym obywatelom Polski i innych państw dotkniętych konfliktami, klęskami żywiołowymi czy tez epidemiami. Samoloty Sił Powietrznych dostarczają pomoc humanitarną do wielu miejsc na świecie. Wszędzie tam, gdzie ludzie walczą z klęskami, katastrofami na dużą skalę, gdzie występuje głód, choroby lub potrzebna jest pomoc z zewnątrz pojawiają się samoloty z biało-czerwoną szachownicą na skrzydłach. Jednocześnie personel jednostek wojskowych nieustannie przygotowuje się do bezpiecznego i skutecznego wykonywania zadań realizowanych w przypadku wybuchu konfliktu zbrojnego [komunikat internetowy 3.SLTr].

Analiza ostatnich lat doświadczeń przedstawionych w artykule, pozwala jednoznacznie stwierdzić, że lotnictwo transportowe jest nierozerwalnym elementem operacji humanitarnych prowadzonych przez rząd, międzynarodowe organizacje pokojowe, humanitarne oraz organizacje pozarządowe.

LITERATURA

Pozycje książkowe

1. Dowództwo 3. SLTr, Pion bezpieczeństwa lotów, „Kompendium użycia sprzętu i personelu 3. SLTr do przeciwdziałania rozprzestrzeniania się korona wirusa SARS-CoV-2”, Powidz 2020 r.
2. Karty podejścia do lądowania Jeppesen, Airport Information Kathmandu, Nepal, 17.01.2020 r.
3. Siły Powietrzne, 3. SLTr, „Tymczasowa taktyka lotnictwa transportowego”, Powidz, 2013 r., str. 10-15.
4. Sztab Generalny WP, Dowództwo Wojsk Lotniczych i Obrony Powietrznej, „Regulamin Działań Sił Powietrznych DD/3.3”, Warszawa, 2004 r., str. 79.

Artykuły w czasopismach

1. Rajchel Jan, 2017, „Lotnictwo transportowe w operacjach reagowania kryzysowego”, Przegląd Nauk o Obronności – wydawnictwo Wojskowej Akademii Technicznej , R.2 nr 3 str. 119-133.

Opracowania i raporty z badań

1. „Aspekty pomocy humanitarnej i rozwojowej w latach 2015-2018” druk sejmowy nr 3405, Warszawa, 11.04.2019 r., str. 5

Komunikaty Internetowe

1. Maciej Szopa, 2020, „Wojska operacyjne kontra pandemia – raport”, https://www.defence24.pl/wojska-operacyjne-przeciwko-pandemii-raport (dostęp 4.07.2020).
2. Martyna Fedro-Samojedny, 3. SLTr „Tacy jesteśmy”, https://www.wojsko-polskie.pl/3sltr/articles/aktualnosci-2/2019-11-183-tacy-jestesmy/ (dostęp 24.06.2020).

3. Polska Agencja Prasowa, 2015, „Wylądowały cztery samoloty z Polakami ewakuowanymi ze wschodniej Ukrainy" https://www.pap.pl/aktualnosci/news%2C435613%2Cwyladowaly-cztery-samoloty-z-polakami-ewakuowanymi-ze-wschodniej-ukrainy.html (dostęp 1.07.2020).
4. UNICEF, 2015, „Trzęsienie ziemi w Nepalu" https://www.unicef.pl/nmaction/akcja/trzesienie-ziemi-w-nepalu/79 (dostęp 4.07.2020).
5. Wojsko Polskie, 2020, „Wojskowi lotnicy ratują ludzkie życie", https://www.wojsko-polskie.pl/akcja-serce/ (dostęp 27.06.2020).

POLISH ARMED FORCES TRANSPORT AVIATION IN HUMANITARIAN OPERATIONS

Abstract

The article presents the participation of transport aviation of the Polish Armed Forces in humanitarian aid operations implemented in recent years. Due to assignment and equipment, such operations are carried out mainly by the personnel of the 3rd Airlift Wing. These tasks are characterized by a large scale of difficulty caused by limited preparation time and unpredictability of further developments. The high level of crew training and good cooperation between chain of command of the Armed Forces guarantee the success of this type of mission. Operations carried out for other countries contribute significantly to creating a positive image of Poland on the international arena, and increase public confidence in the entire armed forces.

Keywords: armed forces, aviation, operations, assistance

Paweł JANUSIAK[*]
Dominika KAJETOWSKA[*]
Bartosz ZIEGLER[**]

OGRANICZANIE EMISJI CIEPLNEJ I AKUSTYCZNEJ PODCZAS TESTÓW SILNIKA RAKIETOWEGO W ŚRODOWISKU MIEJSKIM

W poniższym artykule opisano podejście do problemu wysokiej emisji ciepła i energii akustycznej związanej z pracami badawczo-rozwojowymi nad hybrydowymi napędami rakietowymi. Zaprezentowane rozwiązania dotyczą stanowiskowego silnika badawczego o ciągu do 1,5 kN wykorzystywanego do badania charakterystyk regresji i sprawności spalania paliw parafinowych modyfikowanych polimerami. Charakterystyka prowadzonych prac wymusza znaczną ilość testowych uruchomień silnika, a co za tym idzie wyklucza możliwość działań na oddalonym poligonie. Przedstawiona metodologia, pozwala na utrzymanie tempa dwóch testów tygodniowo, bez skarg okolicznych mieszkańców na wykonywanie testów w centrum miasta Poznania.

Słowa kluczowe: silnik rakietowy, system supresji, hałas, aeroakustyka

1. WPROWADZENIE

Projektowanie i rozwój technologii silników rakietowych wymaga wielokrotnych testów pozwalających na ocenę parametrów pracy silnika oraz jego niezawodności. Z testami silników rakietowych wiąże się wiele zagrożeń, między innymi generowana przez nie energia akustyczna i cieplna. Popularnym rozwiązaniem jest przeprowadzanie testów na poligonach z dala od zabudowań i osób postronnych. Dla niewielkich konstrukcji, a w szczególności gdy wymagane jest wysokie tempo prac rozwojowych, jest to nieefektywne logistycznie oraz kosztowne.

[*] Koło naukowe PUT RocketLab, Instytut Energetyki Cieplnej, Politechnika Poznańska.
[**] Instytut Energetyki Cieplnej, Politechnika Poznańska.

Rozwijany jest hybrydowy silnik rakietowy klasy "O" (20,46–40,96 kNs impulsu całkowitego), który ma za zadanie napędzać rakietę sondażową. Źródłem energii silnika jest spalanie mieszaniny parafin i polietylenu w atmosferze podtlenku azotu. Zbadane eksperymentalnie korelacje pomiędzy wyemitowaną mocą akustyczną a mocą mechaniczną silnika rakietowego sugerują, że silnik tej wielkości (strumień energii kinetycznej spalin ok 1 MW) może generować poziomy mocy akustycznej rzędu $L_{w(1\ pW)}$ = 150–160 dB [Guest 1964, Eldred 1971]. Zdecydowano zatem o przystosowaniu powierzchni warsztatowej na terenie Politechniki Poznańskiej do testów hybrydowego silnika rakietowego. Wydzielono pomieszczenie wentylowane przez komin przemysłowy, w którym na hamowni umieszczany jest silnik wraz z aparaturą pomiarową. Sterowanie testem odbywa się z oddzielnego pomieszczenia. Ze względu na bliskie sąsiedztwo zabudowań należało również możliwie ograniczyć poziom hałasu generowany przez silnik.

Podczas pracy silnika gorące gazy wydostają się przez dyszę z prędkościami naddźwiękowymi i w interakcji z otaczającą atmosferą, generują fale ciśnienia (hałas), a także znaczne promieniowanie cieplne. Samo odprowadzenie gazów spalinowych jest również istotnym problemem, gdyż temperatura spiętrzenia produktów spalania przekracza 2700 K, dodatkowo silniki rakietowe pracują zwykle na mieszankach wzbogaconych, przez co zawierają znaczne ilości składników toksycznych i palnych (głównie tlenku węgla, którego stężenie masowe w spalinach może sięgać 25% przy O/F = 4).

Istnieją trzy zasadnicze źródła hałasu generowanego przez naddźwiękowy strumień gazów:

- hałas generowany przez turbulentne mieszanie gorących gazów wylotowych z chłodnym otaczającym go powietrzem,
- promieniowanie fal Macha,
- hałas generowany przez fale uderzeniowe.

W przemyśle lotniczym i kosmicznym stosuje się zależnie od potrzeb różne techniki redukcji hałasu. Techniki te można sklasyfikować jako te, które modyfikują przepływ w miejscu jego powstania (pasywna redukcja hałasu), i te, które oddziałują bezpośrednio na przepływ spalin (metody aktywne). Pasywne techniki redukcji energii akustycznej wykorzystują najczęściej modyfikację dysz pod postacią ząbków/jodełki na obwodzie wylotu [Dippold 2008], klapowe lub skośne dysze [Viswanathan et al. 2008], przepływy współosiowe (np. silniki turbo wentylatorowe) czy zastosowanie strumieni rotacyjnych. W metodach aktywnych najczęściej stosuje się bezpośredni wtrysk np. wody do strumienia gazów wylotowych, umieszczanie w nim urządzeń z drutu bądź siatki oraz inne tłumiki akustyczne. Wtrysk wody wpływa zarówno na hałas towarzyszący mieszaniu spalin z powietrzem, jak i ten pochodzący od fal uderzeniowych, krople wody powodują rozproszone odbicia fal i ich destruk-

tywne interferencje. Wykorzystanie drutów czy siatek przy wylocie z dyszy zmniejsza siłę uderzenia i w konsekwencji tłumi hałas generowany przez strumień [Kweona et al. 2006].

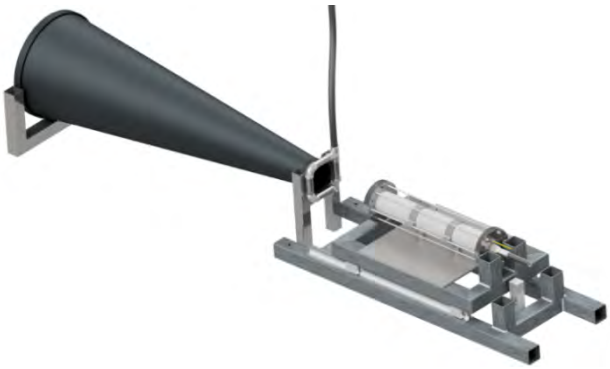
Zdecydowano na zaprojektowanie systemu supresji dźwięku (*Sound Supression System*), którego działanie polega na wtrysku dużej, w porównaniu ze strumieniem silnika, ilości wody do warstwy zmieszanej strumienia gazów. W efekcie woda o wysokim cieple przemiany fazowej parując odbiera energię cieplną od gazów, obniżając ich temperaturę. Jednocześnie mieszając się z gazami wylotowymi, zwiększa strumień masy przy niezmienionym strumieniu pędu, co obniża energię kinetyczną, a więc także potencjał generowania energii akustycznej. Obecność aerozolu wodnego w polu bliskim strumienia powoduje również tłumienie fal dźwiękowych. Rozwiązanie to pozwala na wykonywanie testów silnika w terenie zabudowanym, nie przekraczając przy tym dopuszczalnych norm hałasu w mieście.

Wtrysk wody w strumień gazów wylotowych rakiety podczas startu, z typowym stosunkiem masowego natężenia przepływu wody do gazu wynoszącym 3–4, jest sprawdzoną techniką tłumienia na profesjonalnych stanowiskach startowych. Chroni rakiety oraz infrastrukturę przed odbitymi falami ciśnienia akustycznego mogącymi uszkodzić ich elementy konstrukcyjne. Z danych podawanych przez NASA i ESA system wtrysku wody jest w stanie zmniejszyć poziom natężenia hałasu o 8–12 dB, co jest równoważne z nawet 4-krotnym obniżeniem ciśnienia akustycznego [Gély 2000].

2. OPIS SYSTEMU I STANOWISKA POMIAROWEGO

2.1. Projekt systemu supresji

Zaprojektowany system dopasowany jest do infrastruktury obiektu (wymiary pomieszczenia, położenie i wymiar wlotu do komina przemysłowego). Wtrysk wody odbywa się na wlocie stożkowego dyfuzora o długości 1,8 m. Model 3D dyfuzora wraz z systemem wtrysku wody został przedstawiony na rys. 1.



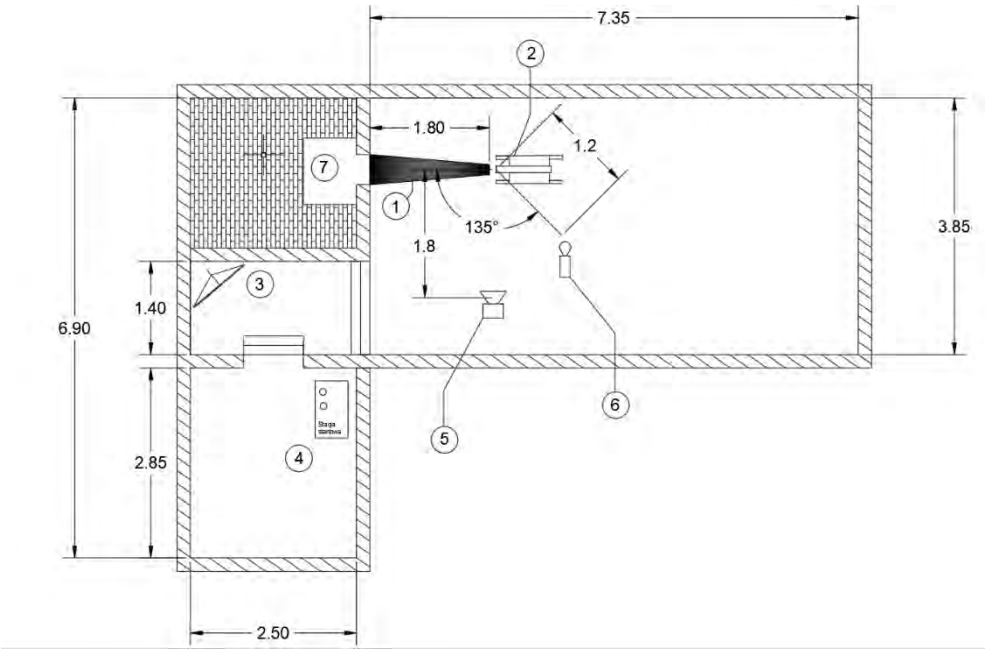
Rys. 1. Model 3D systemu supresji wraz z hamownią silnika badawczego

Woda podawana jest przez 12 otworów o średnicy 4 mm ze zbiornika pod ciśnieniem 7,5 bar generowanym przez sprężone powietrze nad lustrem cieczy w zbiorniku. Odpowiada to prędkości wtryskiwanej wody około 35 m/s z wydatkiem masowym MFR ≈ 4kg/s. Dobrany strumień masy wody jest zawyżony, ponieważ entalpia parowania takiej ilości wody jest znacząco większa od entalpii spiętrzenia strumienia spalin silnika i większy w relacji do strumienia silnika aniżeli obecne w literaturze [Sankaran 2009]. Przewymiarowanie to jest celowe i ma umożliwiać testowanie silników o większym ciągu w przyszłości. Za wtryskiwaczami znajduje się dyfuzor o rozbieżności gamma = 15 stopni, do którego trafia mieszanka spalin i pary wodnej. Jego wylot prowadzi do komina przemysłowego.

2.2. Pomiary

Miejsce pomiaru zostało zaznaczone na rys. 2. Pomiary dźwięku zostały wykonane za pomocą mikrofonu pojemnościowego Rode Wireless GO oraz decybelomierza CENTER 325. Pomiar temperatury oraz wizualizacja struktury strumienia wylotowego zostały wykonane za pomocą kamery termowizyjnej Flir A 655SC. Kamera została ustawiona prostopadle do kierunku wylotu gazów, natomiast mikrofon oraz decybelomierz znajdują się w odległości 1,2 m od dyszy wylotowej pod kątem 135 stopni do przepływu. Wykonano dwa pomiary porównawcze dla tych samych konfiguracji silnika z zamontowanym systemem supresji oraz bez. Testy przeprowadzono na silniku rakietowym BEM II o parametrach:

- średnica krytyczna dyszy, Dk = 19 mm
- średnica wylotowa dyszy, De =40 mm
- ciśnienie krytyczne, - p_k ≈ 25 bar
- zakładany ciąg T ≈ 1,5 kN



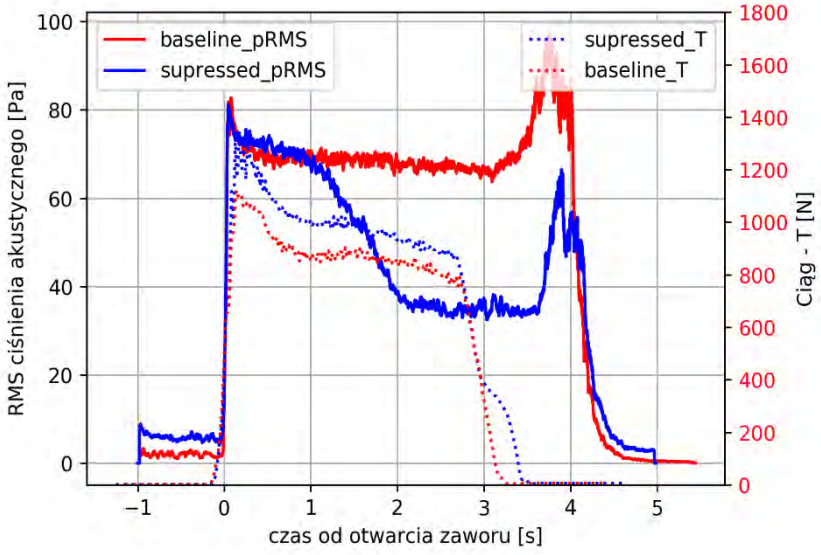
Rys. 2. Układ pomieszczeń wraz z ustawieniem urządzeń pomiarowych. 1 - dyfuzor systemu supresji, 2 - hamownia z silnikiem rakietowym, 3 - lustro, 4 - stacja startowa, 5 - kamera termowizyjna, 6 - mikrofon i decybelomierz, 7 - komin przemysłowy

3. WYNIKI BADAŃ

Mimo że oba urządzenia do pomiaru emisji akustycznej ustawione były na kącie większym aniżeli 90 stopni od wylotu silnika, gdzie spodziewane jest mniejsze natężenie hałasu, w przypadku obu doszło do przekroczenia zakresu pomiarowego. Dodatkowo użyty mikrofon jest mikrofonem audycyjnym, dlatego omawiane tutaj wyniki należy traktować jako jakościowe. Odczyt mikrofonu wyskalowany został tak, by dla testu bez systemu supresji, w czasie pracy silnika, SPL wynikające z sygnału mikrofonu pokrywało się ze wskazaniem umieszczonego w tym samym miejscu decybelomierza.

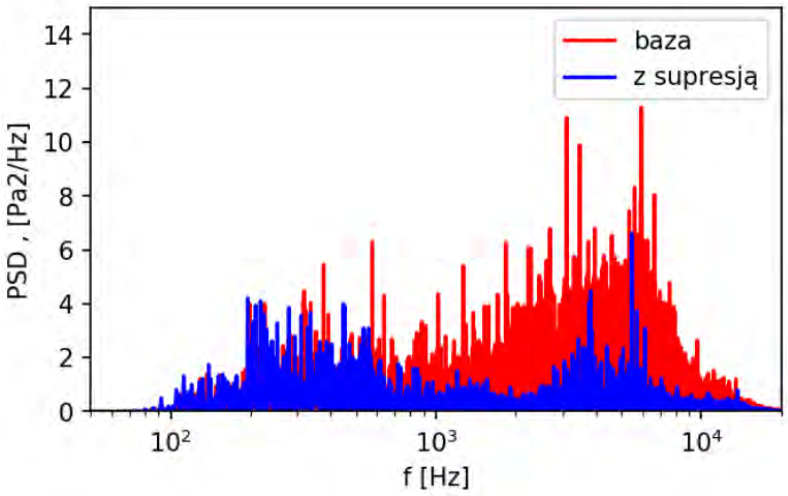
Na rys. 3 przedstawiono zależności RMS ciśnienia akustycznego oraz ciągu silnika względem czasu pracy od otwarcia zaworu dolotowego. Pomiar ciśnienia akustycznego wykonany za pomocą mikrofonu wskazuje wzrost ciśnienia po zakończonej pracy silnika. Wskazanie to wynika z faktu, iż mikrofon nie jest w stanie przenieść wszystkich częstotliwości przy poziomie natężenia dźwięku rzędu 130–140 dB. Dlatego też, po zakończeniu pracy silnika ($t > 3s$) następuje odblokowanie pasma i wskazanie wysokich wartości ciśnienia akustycznego w zakresie niskich częstotliwości (widać to na spektrogramach rys. 5 i 6). Mikrofon odbiera wówczas sygnały poboczne przy obniżonym ciągu silnika i wraca do swojego górnego

zakresu pomiarowego, dlatego też (ze względu na wyskalowanie danych pomiarowych do wartości SPL podczas pracy silnika) wartości hałasu widoczne po t = 3 s należy wyłączyć z dalszego wnioskowania. Test przeprowadzony bez supresji (krzywe czerwone) wykonany został po teście z supresją, dlatego też charakteryzował się niższym ciągiem (obniżona w wyniku wrzenia podtlenku azotu temperatura zbiornika a w efekcie obniżone ciśnienie wtrysku). Mimo to pomiary wskazują na znaczne zmniejszenie ciśnienia akustycznego, zwłaszcza po t = 1 s, gdy przepływ przez układ odprowadzania spalin jest już ustalony (w pierwszej sekundzie pracy silnika, przepływ przez dyfuzor i kilkadziesiąt metrów komina musi się „rozpędzić"). Fakt, że również odgłosy po zakończeniu pracy silnika są niższej intensywności dla testu z zamontowanym systemem supresji, sugeruje że wiele z tych dźwięków pochodzi z układu kominowego który jest w tym wypadku zasłonięty dyfuzorem supresji.



Rys. 3. Zależność ciśnienia akustycznego i ciągu w funkcji czasu od otwarcia zaworu

Na poniższym spektrogramie (rys. 4) gęstości mocy akustycznej, wykonanym dla ostatniej sekundy pracy silnika (najniższy ciąg, a więc i prawdopodobnie najniższe błędy wskazań mikrofonu) można zauważyć, że badany system skutecznie tłumi hałas o częstotliwościach powyżej 600 Hz, czyli wysokie częstotliwości, które ucho ludzkie odbiera jako głośniejsze oraz bardziej nieprzyjemne. Na poniższym wykresie widać, że wtrysk wody nie wpływa znacząco na niskie częstotliwości, ale świetnie tłumi średnie i wysokie częstotliwości.

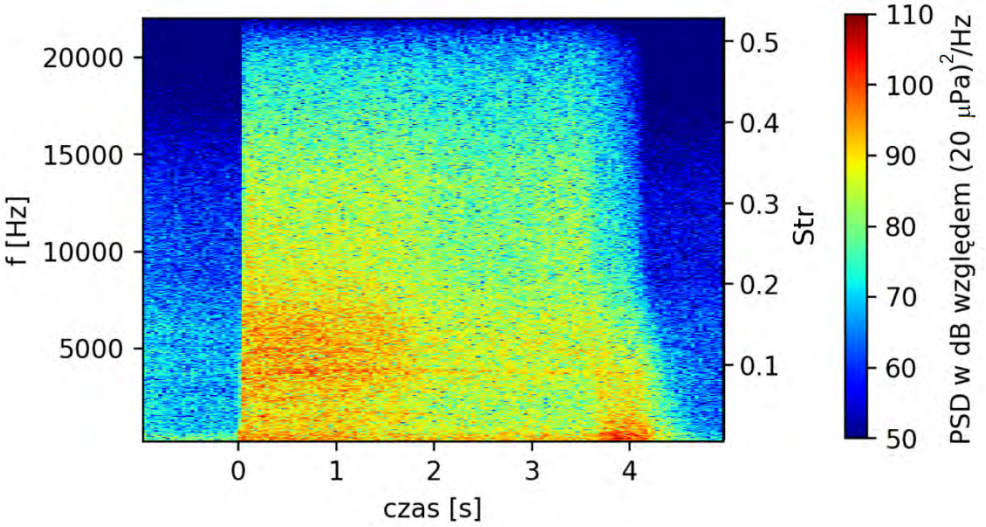


Rys. 4. Widmo gęstości mocy akustycznej dla testu z systemem supresji oraz bazowego dla ostatniej sekundy pracy silnika

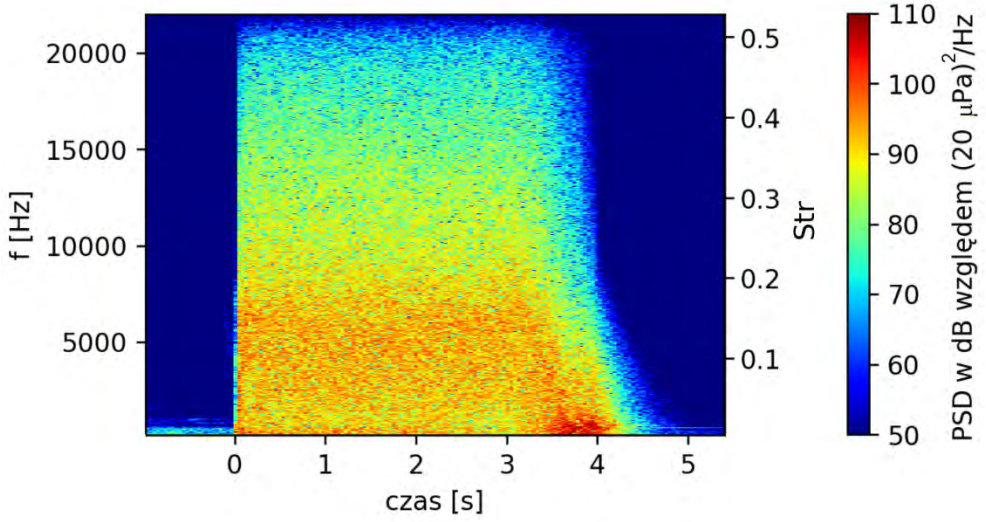
Poniżej przedstawiono spektrogramy czasowo-częstotliwościowe. Wartości gęstości kwadratu ciśnienia akustycznego (kwadrat ciśnienia przypadający na Hz pasma) przedstawiono dla wygody w skali decybelowej względem kwadratu standardowej wartości odniesienia dla ciśnień akustycznych (20 μPa). Obok wartości częstotliwości pokazano też odpowiadające im wartości liczby Strouhala. Liczba Strouhala reprezentuje stosunek sił bezwładności wynikających z lokalnego przyspieszenia przepływu do sił bezwładności spowodowanych przyspieszeniem konwekcyjnym [Nikolaos i Katopodes 2019]. Jest to liczba bezwymiarowa opisująca oscylujące mechanizmy przepływu. Zgodnie ze standardem ISO 31-12:1992 liczbę Strouhala definiuje się wzorem:

$$St = \frac{fL}{U}$$

gdzie: f – częstotliwość, L – wymiar charakterystyczny, w tym przypadku średnica wylotowa dyszy De, U – prędkość przepływu.



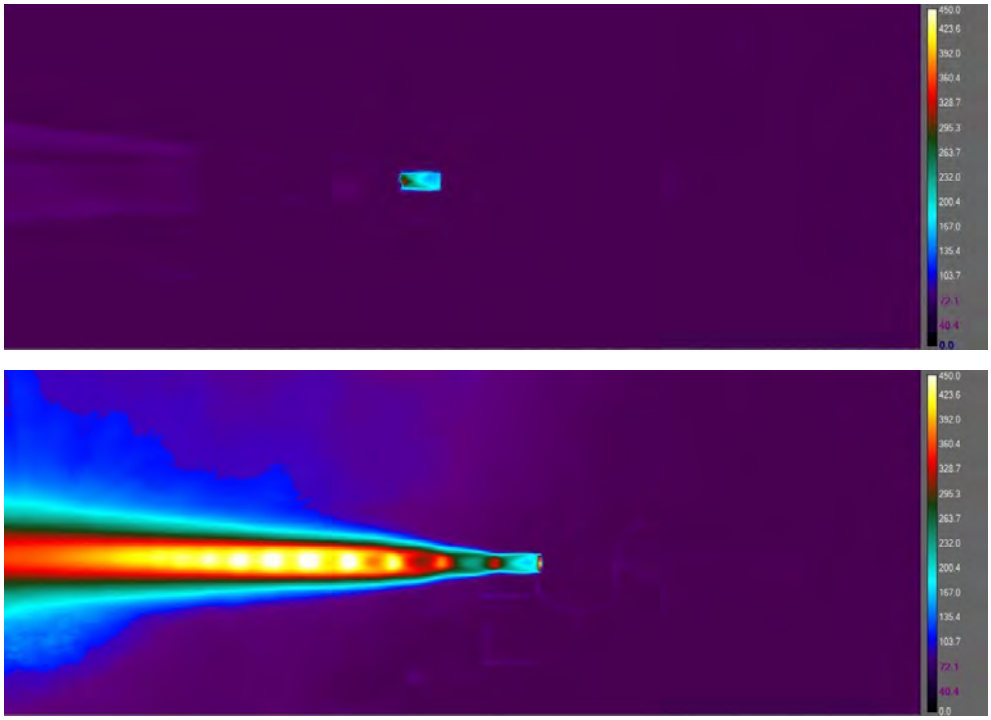
Rys. 5. Amplituda widmowa częstotliwości i liczby Strouhala w zależności od mocy akustycznej dla testu z systemem supresji



Rys. 6. Amplituda widmowa częstotliwości i liczby Strouhala w zależności od mocy akustycznej dla testu bez systemu supresji

Na obu spektrogramach widoczne są dwa dominujące pasma, jedno niskoczęstotliwościowe (poniżej 1 kHz) oraz jedno wysokoczęstotliwościowe (3–8 kHz). Dodatkowo dla testu z supresją widoczna jest pojedyncza częstotliwość (ok. 4 kHz) bardzo aktywna przez cały czas trwania testu. Ponieważ wyniki te mają charakter jakościowy, nie można na tym etapie stwierdzić jej źródła, lecz sam fakt jej stałości sugeruje, że może wynikać ona z zależności geometrycznej, zwłaszcza że wartość tej częstotliwości odpowiada fali o długości rzędu 0,1 m w powietrzu, a więc również średnicy wlotowej dyfuzora.

Zdjęcia z kamery termowizyjnej (rys. 7), pokazują jakościowy rozkład temperatur z wykorzystaniem systemu supresji dźwięku i ciepła oraz bez niego. Na zdjęciach wyraźnie widać, że system skutecznie odbiera energię cieplną z gazów wylotowych za sprawą parowania i pędu przepływu wody (temperatura dyfuzora nie różni znacząco się od temperatury otoczenia).



Rys. 7. Zdjęcia z kamery termowizyjnej z wykorzystaniem systemu supresji dźwięku i ciepła (góra) oraz bez niego (dół)

Dodatkowo system supresji wyhamowuje naddźwiękowe gazy wylotowe wewnątrz dyfuzora. W przypadku nadmiernie rozprężanego strumienia wydechowego dyszy podczas testu bez supresji generowane są skośne fale uderzeniowe, które odbijają się od osi strumienia i tworzą diamenty Macha. Obraz termiczny pokazuje

również wzrost średnicy strumienia wylotowego wraz z jego mieszaniem się z otaczającym powietrzem.

4. PODSUMOWANIE

Ze względu na przekroczenie zakresów urządzeń pomiarowych, wyniki mogą być niekonkluzywne i powinny być traktowane jakościowo. Zauważalna jest różnica w poziomie natężenia hałasu bez oraz z zastosowanym systemem tłumienia. Silnik z systemem supresji dźwięku generuje mniejsze ciśnienia akustyczne szczególnie w wysokich częstotliwościach. Odczucia organoleptyczne na podstawie wywiadu wśród osób postronnych pozwalają wnioskować, że test silnika bez systemu pochłaniającego energię był zauważalnie i znacznie głośniejszy, a przede wszystkim przekraczał granicę komfortu akustycznego (to subiektywne odczucie może wydawać się niemiarodajne, lecz w istocie jest ostatecznym celem stosowania omawianego systemu). Niekonkluzywność wyników pod wieloma względami, wynika z zastosowanych mikrofonów. Nie zdecydowano się na wykorzystanie mikrofonów pomiarowych ze względu na ryzyko ich uszkodzenia w związku z niemożliwym do określenia poziomem ciśnień akustycznych dla testu odbywającego się w pomieszczeniu. Dlatego też, dla szacowania wartości ciśnienia akustycznego i jego rozkładu spektralnego wykorzystano aparaturę rząd wielkości tańszą. Na podstawie tych pomiarów dokonano szacowań pozwalających na dobór mikrofonów pomiarowych, które wykorzystane zostaną przy dalszych pomiarach. Wykorzystane w bieżącym teście tańsze urządzenia pomiarowe stanowią alternatywę pozwalającą na uzyskanie szacunkowych wyników, dzięki którym możliwa była wstępna ocena skuteczności działania systemu supresji.

Wnioskuje się również, że wykorzystanie kamer termowizyjnych pozwala na określenie struktury strumienia wylotowego gazów z jakościowym obrazem termicznym. Niemożliwe jest to często przy użyciu kamer działających w świetle widzialnym, gdyż dla silnika pracującego na wyższym aniżeli stechiometryczny udziale paliwa, zawarty w spalinach węgiel emituje znaczne ilości światła widzialnego uniemożliwiając wgląd w rdzeń strumienia.

LITERATURA

1. Dippold V., III, “CFD Analyses and Jet-Noise Predictions of Chevron Nozzles with Vortex Stabilization”, AIAA Paper 2008-0037, 2008.
2. Eldred K.M., “Acoustic loads generated by the propulsion system,” NASA SP-8072, 1971.

3. Gély D., Elias G., Bresson C., Foulon H., and Radulovic S., “Reduction of Supersonic Jet Noise Application to the Ariane 5 Launch Vehicle,” AIAA Paper 2000-2026, 2000.
4. Guest S. H., "Acoustic Efficiency Trends for High Thrust Boosters," NASA TN D-1999, July 1964, MSFC.
5. Kweona Y. H., Miyazatoa Y., Aokia T., Kimb H. D., and Setoguchic T., “Control of Supersonic Jet Noise Using a Wire Device,” Journal of Sound and Vibration, Vol. 297, Nos. 1–2, Oct. 2006, pp. 167–182.
6. Nikolaos D. Katopodes , “ Free-Surface Flow, Environmental Fluid Mechanics”, 2019.
7. Sankaran S., Ignatius J. K., Ramkumar R., Satyanarayana T. N. V., Chakravarthy S. R., Panchapakesan N. R., “Suppression of high mach number rocket jet noise by water injection”, Journal of Spacecraft and Rockets 46 (6) (2009) 1164.
8. Viswanathan K., Shur, M., Spalart, P. R., and Strelets, M., “Flow and Noise Predictions for Single and Dual Stream Beveled Nozzles,” AIAA Journal, Vol. 46, No. 3, March 2008, pp. 601–626.

LIMITTING THERMAL AND ACOUSTIC EMISSION OF EXPERIMENTAL ROCKET ENGINES IN URBAN ENVIRONMENT

Abstract

This article addresses the problem of reducing thermal and acoustic radiation of hybrid rocket exhaust plume. For research engines, which undergo frequent firings, it is beneficial for the speed of development phase to be able to test them in facilities not requiring entering military proving ground. If the development facility is placed within urban area, this arises the problem of suppressing harmful noise emissions. Presented study, describes the apparatus used to limit the acoustic influence of a 1,5 kN class hybrid rocket research engine being fired few times every week in the Poznań city centre. Until present, described approach allowed for dozens of tests with no complaints from local citizens.

Keywords: rocket engine, sound suppression system, noise, aeroacoustics

Patryk JEDLIKOWSKI*
Tomasz KRAKOWSKI*
Jędrzej MOSIĘŻNY**

WPŁYW NIEORTOGONALNOŚCI SIATKI NA ROZWIĄZANIE LAMINARNYCH I TURBULENTNYCH WARSTW PRZYŚCIENNYCH

Artykuł prezentuje analizę CFD dwuwymiarowej płaskiej płyty dla przepływu laminarnego oraz turbulentnego z użyciem modelu turbulencji k-omega SST dla zestawu siatek o wymuszonej nieortogonalności 83.5, 86.5 i 87.5 stopni w warstwie przyściennej i bardzo dużym stosunku długości boków rzędu 5e6. Wyniki analiz laminarnych są porównane z wynikami teoretycznego rozkładu bezwymiarowej prędkości w warstwie przyściennej oraz z wynikami eksperymentalnymi w turbulentnej warstwie przyściennej. Wyniki analiz przeprowadzonych na schematach dyskretyzacji 1. i 2. rzędu wskazują na marginalne odstępstwa od siatki bazowej o zerowej nieortogonalności.

Słowa kluczowe: nieortogonalność, siatka obliczeniowa, warstwa przyścienna

1. WSTĘP I MOTYWACJA

Numeryczna dynamika gazów to podstawowe narzędzie inżynierskie pozwalające na badanie zjawisk przepływowych. Bez konieczności budowania prototypów i prowadzenia kosztownych eksperymentów. Wąskim gardłem przy prowadzeniu analiz CFD jest przygotowanie siatek numerycznych wysokiej jakości i spełniających określone kryteria pod względem wydłużenia (Aspect Ratio), skrzywienia (Skew) i nieortogonalności (non-orthogonality). W przypadku analiz, których celem jest precyzyjne określenie współczynników oporu aero- lub hydrodynamicznego. Zachowanie wysokich metryk siatki w warstwie przyściennej jest niezbędne dla uzyskania wyników zgodnych z eksperymentem.

* Koło naukowe PUT RocketLab, Instytut Energetyki Cieplnej, Politechnika Poznańska.
** Instytut Energetyki Cieplnej, Politechnika Poznańska.

Ze względu na duże gradienty prędkości oraz ciśnienia w kierunku normalnym do ściany, elementy siatki przy warunku brzegowym typu ściana, muszą spełniać określone wymagania dotyczące ich wielkości w kierunkach normalnym i stycznym do ściany. Zalecenia dotyczące modelowania przepływów turbulentnych mówią, aby bezwymiarowa odległość od ściany (y+) zawierała się pomiędzy 1, a 5 dla analiz bez użycia funkcji ściany oraz między 30 a 300 dla modeli turbulencji z użyciem funkcji ściany [White 2016]. Dla przepływu powietrza o wymiarze charakterystycznym 2 m i prędkości 80 m/s grubość pierwszego elementu wynosi 0,005 mm [White 2016]. Tak mała wielkość w kierunku normalnym do ściany oraz wielkość elementów rzędu 100 mm w kierunku stycznym do ściany prowadzi do powstania elementów o wydłużeniu rzędu kilkudziesięciu tysięcy. W przypadku prezentowanego eksperymentu elementy siatki mają stosunek długości boków rzędu $5*10^6$.

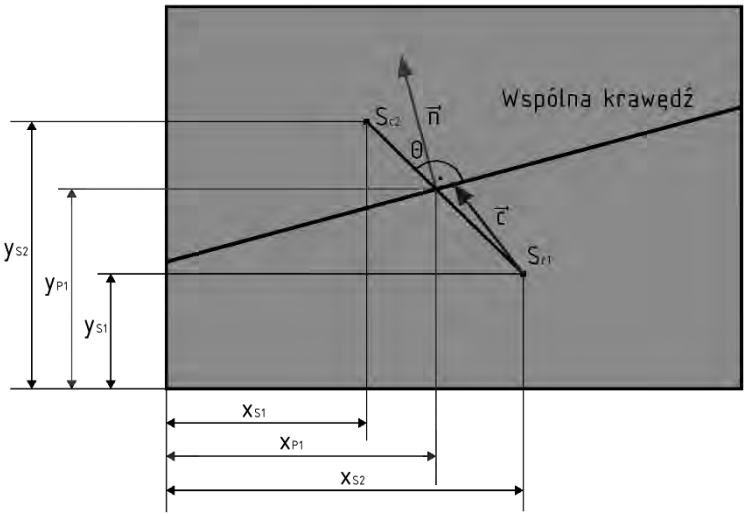
Przy tak dużych wydłużeniach elementu niewielkie zmiany długości krótszych boków lub ich przesunięcie powodują znaczące przesunięcie środków ciężkości komórek siatki. To z kolei, powoduje wzrost wartości nie ortogonalności komórek powyżej $\theta>70$ stopni. W skrajnych przypadkach, siatka można osiągnąć metryki nieortogonalności rzędu 89,99 stopni. Dobra praktyka oraz dokumentacje [Weller et al. 1998] wymagają, aby maksymalna nieortogonalność siatki wynosiła nie więcej niż 70 stopni, aby zapewnić zbieżność obliczeń numerycznych. Jest to spowodowane wykorzystywaniem wektora normalnego do komórki w trakcie obliczeń z wykorzystaniem metody objętości skończonych (przejście z całki po objętości do całki po powierzchni z wykorzystaniem twierdzenia Ostrograckiego-Gausa).

Zachodzi podejrzenie, że w przypadku elementów o skrajnie dużym wydłużeniu, niewielka zmiana położenia węzłów tworzących elementy nie wpływa na osiągane wyniki obliczeń, mimo uzyskania skrajnie niskich wartości metryki jakości ortogonalności (ang. Orthogonal Quality, w ICEM CFD 2019 R1) . Występujący mały gradient prędkości i ciśnienia na długiej krawędzi komórki, w przeciwieństwie do kierunku normalnego do ściany, w warstwie przyściennej. Pozwal wysunąć przypuszczenie, iż w tym przypadku, możliwe jest uzyskanie zbieżnych i wiarygodnych wyników, bez wykorzystania dodatkowych członów korygujących, stosowanych w oprogramowaniu komercyjnym. Możliwe jest zatem wysunięcie stwierdzenia, o braku stosowności stosowania metryki ortogonalności jako jedynej metryki do sprawdzania jakości siatki obliczeniowej dla danego przypadku.

W celu sprawdzenia tego założenia, konieczne jest wykorzystanie solvera CFD, nie posiadającego dodatkowych mechanizmów umożliwiających uzyskanie zbieżnych rozwiązań dla siatek o złej jakości, oferowanych przez komercyjne oprogramowanie. Dlatego do przeprowadzenia obliczeń wykorzystano oprogramowanie SU2 [Palacios et al. 2013].

2. DEFINICJA NIE ORTOGONALNOŚCI W SIATCE CFD

Nieortogonalność jest metryką siatek stosowanych w obliczeniach metodą elementu skończonego i metodą objętości skończonych. W zależności od stosowanego oprogramowania, istnieje kilka sposobów określania nie ortogonalności elementu siatki. Najbardziej powszechna i najbardziej intuicyjna definicja tej metryki to: kąt lub cosinus kąta zawartego pomiędzy wektorem łączącym centroidy elementów siatki z wektorem normalnym do wspólnej ściany elementu. Prosty przypadek dla siatek składających się z elementów typu quad (równoległoboki) przedstawiony został na rys. 1. Zaznaczono podstawowe elementy geometryczne komórek istotne do wyznaczenia metryki, czyli: wspólną krawędź (lub powierzchnia w przypadku siatek 3D) i centroidy komórek siatki. Przy siatce ortogonalnej (kartezjańskiej) wektor normalny wspólnej krawędzi pokrywa się z wektorem związanym z centroidami, czyli kąt Θ jest równy 0 stopni.



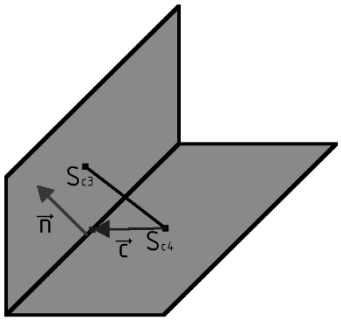
Rys. 1. Wielkości geometryczne potrzebne do wyznaczenia nieortogonalności

W zależności od użytego oprogramowania definicja metryki jakości związanej z ortogonalności, różni się sposobem wyznaczania wektora związanego z centroidami. Oprogramowanie OpenFOAM oraz generator siatek Pointwise wykorzystuje się powiązanie centroid wektorem. Następnie kąt między wektorem normalnego do wspólnej krawędzi, a wektorem centroid, wyznaczony z użyciem iloczynu skalarnego, traktowany jest jako wartość metryki ortogonalności:

$$\Theta = \cos^{-1}\left(\frac{\vec{S}_c \cdot \vec{n}}{|\vec{S}_c||\vec{n}|}\right) \tag{1}$$

gdzie:
$S_c = (x_{s2}\text{-}x_{s1}, y_{s2}\text{-}y_{s1})$ – wektor łączący centroidy elementów siatki,
n – wektor prostopadły do wspólnej krawędzi elementów siatki.

Jest to podejście słuszne dla siatek strukturalnych, mogące prowadzić do zaniżania wartości metryki w przypadkach zaprezentowanych na rys. 2.



Rys. 2. Schemat wskazujący zasadność stosowania wektora c, do obliczeń nieortogonalności

Dlatego w programie ANSYS ICEM, obliczany jest również iloczyn skalarny wektora normalnego n, z wektorem c, który łączy centroidę elementu siatki ze środkiem wspólnej krawędzi. Następnie wartość nie ortogonalności jest określona, jako maksymalna wartość z 2 obliczonych iloczynów skalarnych dla danej krawędzi wspólnej:

$$\Theta_{max} = maksimum\left[\cos^{-1}\left(\frac{\vec{S}_c\cdot\vec{n}}{|\vec{S}_c||\vec{n}|}\right),\cos^{-1}\left(\frac{\vec{c}\cdot\vec{n}}{|\vec{c}||\vec{n}|}\right)\right] \quad (2)$$

gdzie:
$S_c = (x_{s2}\text{-}x_{s1}, y_{s2}\text{-}y_{s1})$ – wektor łączący centroidy elementów siatki,
n – wektor prostopadły do wspólnej krawędzi elementów siatki,
c – wektor łączący centroidę elementu siatki z środkiem wspólnej krawędzi.

Algorytm opisany w punkcie 3 stosuje podejście opisane wzorem (1). Jest to powód, dlaczego wykorzystanie narzędzia Ortogonal Quality, w trakcie sprawdzania działania opracowanego oprogramowania, wykazuje różne wartości metryki względem zadanej w generatorze.

4. METODA GENEROWANIA SIATEK O ZADANEJ NIEORTOGONALNOŚCI

Zadaną bazową siatkę ortogonalną wygenerowano w oprogramowaniu ANSYS ICEM. Wymiary domeny to 2,5 m x 1 m. Siatka składa się ze 100 elementów w poziomie i 320 elementów w pionie. Przepływ porusza się od lewej do prawej strony domeny, przez pierwsze 50 elementów (-0,5m < x < 0m) przy ścianie nielepkiej. Ściana lepka (modelowana płyta) rozpoczyna się na współrzędnej x = 0, y = 0. Pierwsze 30 elementów ściany (0m < x < 0,1m) nie podlega modyfikacjom nie ortogonalności. Pierwsze 260 elementów w pionie (0 < y < 0,03 m) tworzy warstwę przyścienną z elementami o dużym wydłużeniu.

Siatka bazowa w formacie CGNS została przekonwertowana na format SU2, dzięki zastosowaniu oprogramowania Cassiopée [Benoit et al. 2015]. Autorskiego narzędzia [github 2020] umożliwia automatyzację procesu wporwadzania warunków brzegowych do przekonwertownej siatki w formacie SU2. Siatka ortogonalna została następnie zmodyfikowana w taki sposób aby wymusić stałą wartość nieortogonalności na grubości warstwy przyściennej.

White [2016] definiuje grubość laminarnej warstwy przyściennej jako:

$$\delta = x * \frac{5,0}{Re_x} \tag{3}$$

gdzie:
R_{ex} to liczba Reynoldsa bazująca na prędkości przepływu zaburzonego i odległości od początku ściany.

Tak zdefiniowana grubość warstwy przyściennej zakłada, że prędkość przepływu na granicy warstwy wynosi 0,99 prędkości przepływu niezaburzonego. Próba modyfikacji elementów w całej warstwie przyściennej definiowanej powyższym wzorem pozwoliła na osiągnięcie nieortogonalności rzędu 70°, przeto zdecydowano się na modyfikację elementów poniżej grubości deficytu pędu δ_u:

$$\delta_u = x * \frac{0,664}{Re_x} \tag{4}$$

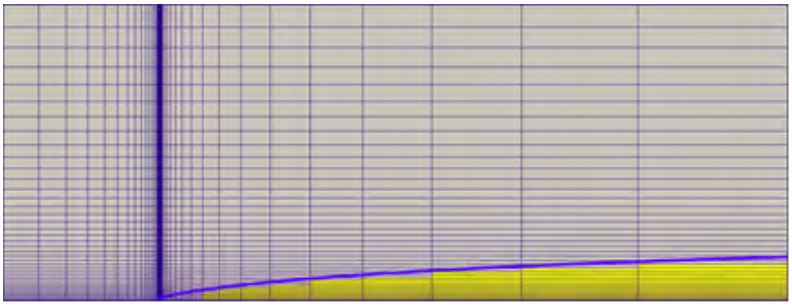
gdzie:
R_{ex} to liczba Reynoldsa bazująca na prędkości przepływu zaburzonego i odległości od początku ściany.

White [2016] definiuje grubość turbulentnej warstwy przyściennej jako:

$$\delta_t = x * \frac{0,671}{Re_x} \tag{5}$$

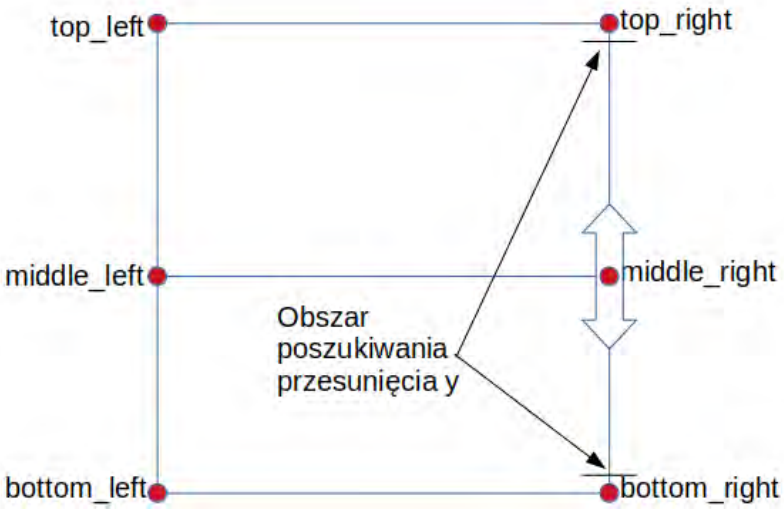
Różnica pomiędzy równaniem 4 a równaniem 5 w przypadku zastosowanej siatki obliczeniowej wypada na grubości jednego elementu na granicy warstwy przyściennej, przeto uznano, że siatkę z modyfikacjami dla laminarnej warstwy przyściennej można zastosować do obliczeń turbulentnych.

Modyfikacja warstwy przyściennej poniżej grubości deficytu pędu pozwala na osiągnięcie nie ortogonalności rzędu 87,5 stopni w całym modyfikowanym obszarze. Efekty działania algorytmu przedstawiono na wizualizacji (rys. 3).



Rys. 3. Wizualizacja elementów modyfikowanych przez algorytm

Dla zadanych elementów dokonywano wymuszenia wartości nie ortogonalności. Algorytm wędrował w pętli po wszystkich wierzchołkach biorąc do jednej iteracji sześć składających się na dwa quady posiadające wspólną krawędź - krawędź górną dla elementu dolnego oraz krawędź dolną dla elementu górnego. Przy jednej iteracji zmieniana jest tylko wartość y prawego środkowego wierzchołka. Szukając odpowiedniego przesunięcia zaimplementowano autorski solver. Solver rozpoczyna szukanie przesunięcia od wartości równej maksymalnemu dostępne przesunięciu rozpoczynając na przemian od maksymalnego dodatniego oraz ujemnego wychylenia. Dla kolejnych potencjalnych położeń wierzchołka obliczamy wartość nie ortogonalności bazując na wzorze 1. Poszukiwania kontynuuje się do czasu znalezienia przesunięcia, dla którego wartość nie ortogonalności będzie pokrywać się z wartością zadaną. Z racji tego, że algorytm zmienia jednocześnie wartość nie ortogonalności w 2 elementach zmieniano co drugi wiersz. Sposób działania algorytmu przedstawia rys. 4.



Rys. 4. Schemat modyfikacji elementów siatki

Kod dostępny jest na repozytorium github [github 2020]. Mając zmodyfikowane siatki w formacie SU2 przekonwertowano je na format CGNS w celu sprawdzenia metryk siatek w oprogramowaniu ANSYS ICEM.

5. ANALIZY CFD

W celu badania wygenerowanych siatek o zadanej ortogonalność wykorzystano klasyczny 2 wymiarowy przypadek obliczeniowy przepływu nad płytą. Typowo służący do weryfikacji działania solverów obliczeniowych CFD, ze względu na możliwość porównania uzyskanego profilu warstwy przyściennej z rozwiązaniem analitycznym Blasiusa.

W pierwszej serii obliczeń mającej na celu porównanie rozwiązań dla laminarnej warstwy przyściennej. Wprowadzono ustawienie zakładające laminarność badanego przepływu, czyli obliczenia z bezpośrednio wykorzystące równania Naviera-Stokesa (stacjonarne).

Drugą serię obliczeń wykonano na tej samej siatce obliczeniowej oraz na takich samych warunkach brzegowych, lecz dla przypadku turbulentnej warstwy przyściennej. Zostało to osiągnięte poprzez wybranie solvera działającego na równaniach RANS, z wykorzystaniem 2-równaniowego modelu lepkość tubulentnej k-ω. Ze względu na udowodnioną większą stabilność obliczeniową modelu w porównaniu do modelu k-ε, w modelowania lepkich przepływów przy powierzchni z zadanym warunkiem brzegowym lepka ściana (u_p=0) . Jest to spowodowane dużymi wartościami ω w pobliżu ścian, co pozwala na uzyskanie domkniętego rozwiązania równań RANS

[Bardina 1997], bez wykorzystania dodatkowych funkcji koniecznych w przypadku wykorzystania alternatywnych modeli lepkości turbulentnej.

Seria obliczeń składa się z zestawu 4 analiz przeprowadzanych na wygenerowanych siatkach obliczeniowych z zadaną nie ortogonalnością. Pierwsza w serii siatka obliczeniowa jest przypadkiem wyjściowym, niemodyfikowanej ortogonalnej, która spełnia rolę kontrolnej. Kolejne analizy wykorzystywały siatki o rosnącej nie ortogonalności kolejno: 83,5, 86,5 i 87,5 stopni.

Po potwierdzeniu stabilności obliczeniowej pierwszorzędowego schematu dyskretyzacji przestrzennej (ang. first order upwind) wykonano także dla drugorzędowego (ang. second order upwind).

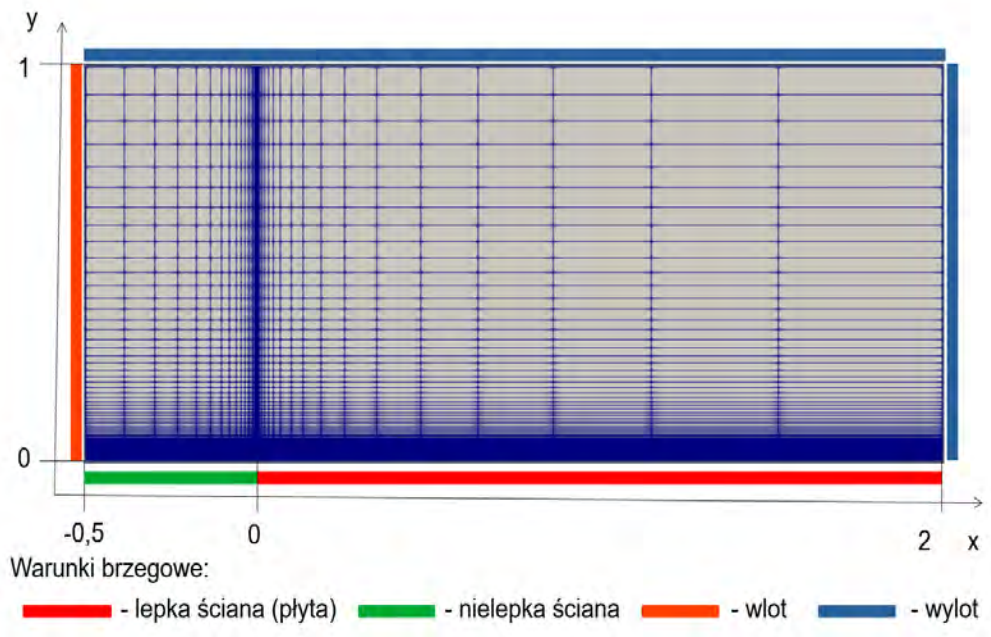
W obliczeniach wykorzystano domenę obliczeniową w kształcie prostokąta o wymiarach 2,5 m na 1 m, przedstawioną na rys. 4. Punkt początkowy płyty jest we współrzędnej X=0. Podstawowe parametry niezaburzonego pola przepływowego:

- temperatura spiętrzenia na wlocie - 300 K,
- ciśnienie całkowite na wlocie - 100000,0 N/m2,
- kierunek przepływu (wersory osi X, Y, Z) – (1,0,0),
- ciśnienie statyczne na wylocie - 97250,0 N/m2,
- wynikowa liczba Macha strumienia niezaburzonego – 0,2.

Wykorzystano następujące warunki brzegowe, w SU2 nazywane markerami (ang.markers):

- wlot ciśnieniowy (ang. pressure inlet) - warunek gwarantujący zadane ciśnienie całkowite na wlocie, temperaturę strumienia i kierunek wektora prędkości,
- wylot ciśnieniowy (ang. pressure outlet) - warunek brzegowy używany w modelowaniu przepływów ściśliwych, zadający statyczną wartość ciśnienia, parametry prędkość i temperatura są wynikami interackji z domeną,
- symetryczność (ang. symmetry) w badanym przypadku wykorzystane jest do oddalenia początku obliczanej płyty od wlotu. Symetria wymuszająca składowa normalną prędkości równą 0. Przy podanej konfiguracji zachowuje się jak nielepka ściana,
- ściana (ang.wall) - oddanie zachowania przepływu przy lepkiej ścianie (ang. no-slip wall).

Siatka obliczeniowa składa się z 16000 elementów czworokątnych (ang. Quadrilateral), które w wersji bazowej są prostokątami. Modyfikacja w celu uzyskania zadanej nie ortogonalności powoduje zmianę prostokątów w trapezy. Wizualizacja domeny obliczeniowej przedstawiona jest na rys. 5.



Rys. 5. Schemat modyfikacji elementów siatki

6. WYNIKI

6.1. Laminarana warstwa przyścienna

Do rozwiązania przyrównywane były rozwiązania analitycznego Blasiusa [White 2016]. Profil prędkości w funkcji odległości od ściany został przedstawiony jako profil bezwymiarowej prędkości u/U_e w funkcji bezwymiarowej odległości do ściany η:

$$\eta = y * \sqrt{\frac{U}{\nu x}} \tag{6}$$

gdzie:
y to dana odległość od ściany [m],
U to prędkość w danej odległości od ściany [m/s],
ν to lepkość kinetmatyczna ośrodka przepływowego [m^2/s],
x dystans na długości stycznej do przepływu ściany [m].

Do oceny jakości analizy wykorzystano średni błąd kwadratowy, MSE (ang. mean square error) [Pedregosa et al. 2011] definiowany jako:

$$MSE(y, \hat{y}) = \frac{1}{n_s}\sum_{i=0}^{n_s}(y_i - \hat{y}_i)^2 \tag{7}$$

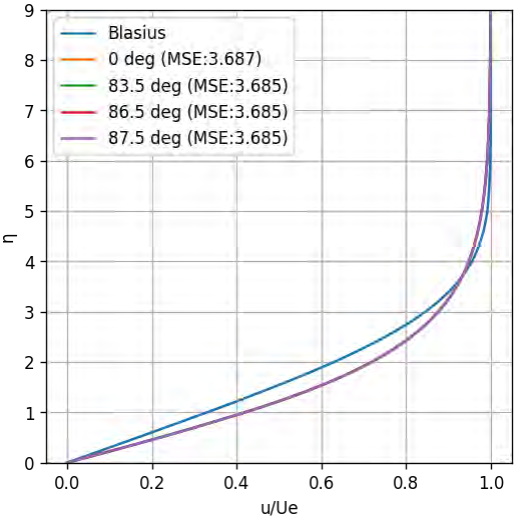
gdzie:
n_s – liczba próbek,
y_i – i-ty element, do które porównywane są wyniki
$\hat{y}_i$ – i-ty element obliczony

Uzyskane profile prędkości w przyściennej warstwie laminarnej dla analizy z wykorzystaniem pierwszorzędowych (rys. 6) schematów dyskretyzacji przestrzennej, jak i dla drugorzędowych (rys. 7) dla obliczeń wykonanych z użyciem siatek obliczeniowych o zdanej ortogonalności pokrywają się z rozwiązaniem numerycznym uzyskanym z wykorzystaniem siatki ortogonalnej.

Tabela 1

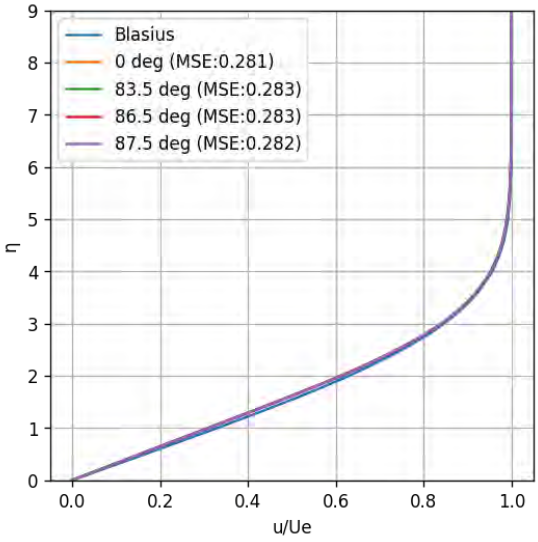
Wartości MSE profili prędkości w laminarnej warstwie przyściennej, dla poszczególnych siatek i rzędów schematów dyskretyzacji przestrzennej

Nie-ortogonalność	Analiza pierwszorzędowa	Analiza drugorzędowa
0 stopni	3,687	0,281
83,5 stopni	3,685	0,283
86,5 stopni	3,685	0,283
87,5 stopni	3,685	0,282



Rys. 6. Profile prędkości w laminarnej warstwie przyściennej obliczone z użyciem pierwszorzędowego schematu dyskretyzacji przestrzennej, porównane do rozwiązania analitycznego Blasiusa

W przypadku analiz drugorzędowych, analiza bazowa oraz analizy na modyfikowanych siatkach pokrywają się z profilem teoretycznej warstwy przyściennej Blasiusa.



Rys. 7. Profile prędkości w laminarnej warstwie przyściennej obliczone z użyciem drugorzędowego schematu dyskretyzacji przestrzennej, porównane do rozwiązania analitycznego Blasiusa

Dla danego przykładu, w którym porównywane jest rozwiązanie analityczne (ciągłe) do rozwiązania numerycznego (dyskretnego), tego samego zestawu równań różniczkowych (równaniania Naviera-Stokesa). To rozbieżności między nimi wynikają z zastosowanych schematów dysketyzacji oraz jakości siatki obliczeniowej. Hipotetyczna siatka o nieskończonej liczbie elementów pozwalałaby na osiągnięcie rozwiązania w pełni zgodnego roziwązaniem czysto analitycznym. Dlatego ze względu na zbliżone profile prędkości uzykane dla siatek o diametralnie różenej ortogonalności i znaczącą poprawę dokładności obliczeń uzyskaną w wyniku zastosowania dokładniejszego sposobu dyskretyzacji, czyli dango problemu obliczeniowego każda z siatek miała zbliżoną użyteczność (jakość).

6.2. Turbulentna warstwa przyścienna

Rozwiązania turbulentnej warstwy przyściennej zostały odniesione do profili zdefiniowanych przez logarytmiczne prawo ściany [White 2016]. Profil prędkości w funkcji odległości od ściany przedstawiono w formie bezwymiarowej prędkości u+ w funkcji bezwymiarowej odległości od ściany y+:

$$u^+ = f(y^+) \tag{8}$$

gdzie:

$$u^+ = \frac{U}{u*} \tag{9}$$

gdzie:

$$u* = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \tag{10}$$

gdzie:

$$\tau_w = \mu * \frac{du}{dy} \tag{11}$$

gdzie:
U – prędkość przepływu [m/s],
ρ – gęstość ośrodka przepływowego [kg/m^3],
μ – lepkości dynamiczna [Pa*s].
Bezwymiarowa odległość od ściany y$^+$ definiuje się jako:

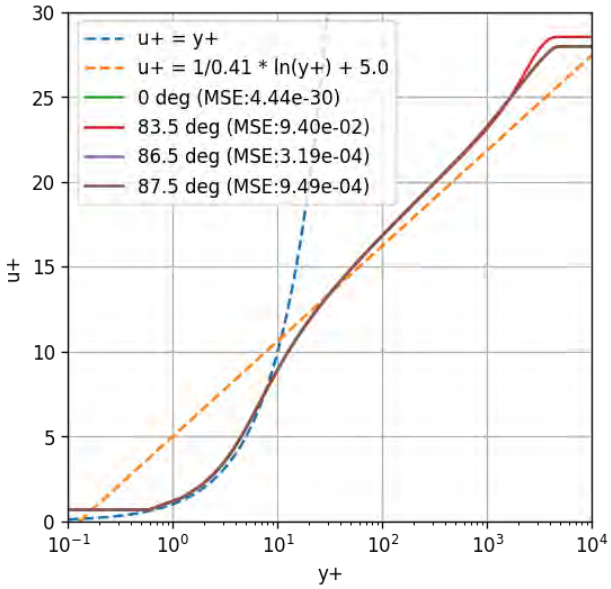
$$y^+ = y * \left(u * \cdot \frac{\rho}{\mu}\right) \tag{12}$$

Podobnie jak w przepływie laminarnym, również i w przepływie turbulentnym (rys. 8 i 9) wyniki uzyskane na siatkach nieortogonalnych pokrywają się z wynikami uzyskanymi na siatce ortogonalnej. Ponadto, wyniki dobrze odwzorowują profil prędkości w podwarstwie lepkiej i w warstwie logarytmicznej warstwy przyściennej. Ze względu na brak rozwiązania analitycznego, profile prędkości w warstwie przyściennej uzyskane dla siatek z zadaną ortogonalnością odniesiono do rozwiązania uzyskanego z wykorzystaniem siatki ortogonalnej. W celu odróżnienia od metryki wykorzystanej dla laminarnej warstwy przyściennej, wprowadzono oznaczenie $MSE_{\theta=0}$, oznaczające odnoszenie się do rozwiąznia numerycznego dla siatki ortogonalnej.

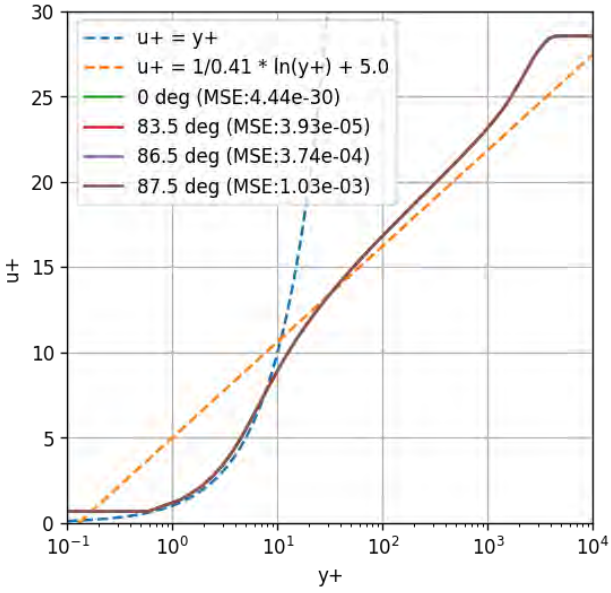
Tabela 2

Wartości $MSE_{\theta=0}$ profili prędkości w turbulentnej warstwie przyściennej, dla poszczególnych siatek i rzędów schematów dyskretyzacji przestrzennej

Nie-ortogonalność	Analiza pierwszorzędowa	Analiza drugorzędowa
83,5 stopni	9,4e(-2)	3,93e(-5)
86,5 stopni	3,19e(-4)	3,74e(-4)
87,5 stopni	9,49e(-4)	1,03e(-3)



Rys. 8. Profile prędkości w turbulentnej warstwie przyściennej obliczone z użyciem pierwszorzędowego schematu dyskretyzacji przestrzennej



Rys. 9. Profile prędkości w laminarnej warstwie przyściennej obliczone z użyciem drugorzędowego schematu dyskretyzacji przestrzennej

7. WNIOSKI I DALSZY ROZWÓJ NARZĘDZIA

W eksperymencie sprawdzono czy wysokie nie ortogonalności (83.5, 86.5, 87.5 stopni) przy elementach o dużym AS (aspect ratio) dyskwalifikują siatkę.

Wszystkie z przetestowanych wartości nie ortogonalności zachowywały się jednakowo, co pozwala na wysnucie tezy, że miara nie ortogonalności dla elementów o wysokim AS jest nieadekwatna.

Kolejnym krokiem jest sprawdzenie wyników na wyższych poziomach nie ortogonalności dochodzących do 90 stopni przez konwersję siatek o wyższym AS oraz analiza innych przypadków testowych poziomem skomplikowania wykraczających poza analizę dwuwymiarowej płaskiej płyty.

LITERATURA

1. ANSYS Fluent User's Guide 2020.
2. Bardina, Jorge E., Peter G. Huang, and Thomas J. Coakley. "Turbulence modeling validation, testing, and development." (1997). https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19970017828.pdf?fbclid=IwAR38r-gbDTO-bLq5oHxuT_pmGznXPLfF88sD7DQE1lZi_0U_619yGJHo2DA0 .
3. Benoit. C, Peron S., Ladier S. Cassiopee: a CFD pre- and post-processing tool, Aerospace Science and Technology, vol. 45, pp. 272-283, 2015.
4. H. G. Weller, G. Tabor, H. Jasak, C. Fureby, A tensorial approach to computational continuum mechanics using object-oriented techniques, COMPUTERS IN PHYSICS, VOL. 12, NO. 6, NOV/DEC 1998.
5. Narzędzie do generowania warunków brzegowych siatki na podstawie gotowych koordynatów wierzchołków oraz narzędzie do konwersji siatek CGNS na SU2: https://github.com/jedlin21/nonorto.
6. Pedregosa et al., Scikit-learn: Machine Learning in Python, JMLR 12, pp. 2825-2830, 2011.
7. Stanford University Unstructured (SU2): An open-source integrated computational environment for multi-physics simulation and design. Palacios, F.; Alonso, J.; Duraisamy, K.; Colonno, M.; Hicken, J.; Aranake, A.; Campos, A.; Copeland, S.; Economon, T.; Lonkar, A.; Lukaczyk, T.; and Taylor, T. In *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2013.
8. White. F. M, 2016 Fluid Mechanics 8th ed, McGraw-Hill, New York.

INFLUENCE OF MESH NON-ORTHOGONALITY ON CALCULATED LAMINAR AND TURBULENT FLAT PLATE VELOCITY PROFILES

The paper researches the effect of mesh non-orthogonality in near wall regions in CFD analyses. A set of 2D finite volume grids with forced non-orthogonality of 83.5, 86.5 and 87.5 is prepared.The grids are analysed by means of Laminar flow and k-omega SST analyses. Laminar flow boundary layers from non-orthogonal grids are compared to an ideal, cartesian grid and Blasius boundary layer solution. Turbulent grids are compared with viscous sublayer and logarithmic sublayer of the turbulent boundary. Results are compared between 1-st and 2-nd order discretisation schemes. The results show that high non-orthogonality obtained on high aspect ratio elements has little or no effect on the boundary layer flow, given the skew of the mesh in the region is minimised.

Keywords: non-orthogonality, mesh, boundary layer

Damian JOACHIMIAK*
Magda JOACHIMIAK*

ANALIZA DOKŁADNOŚCI POMIAROWEJ STANOWISKA DO BADAŃ USZCZELNIEŃ LABIRYNTOWYCH

Uszczelnienia labiryntowe stosowane są w maszynach przepływowych, a w szczególności w turbinach gazowych silników lotniczych. Wartość przecieku istotnie wpływa na sprawność maszyny przepływowej. W niniejszej pracy przedstawiono analizę błędów przecieku uzyskanego w badaniach dla uszczelnienia jednostronnego złożonego z siedmiu zębów. Błąd strumienia masy przedstawiono w funkcji ilorazu ciśnienia przed i za uszczelnieniem.

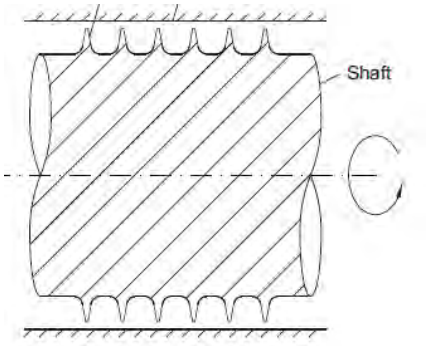
Słowa kluczowe: uszczelnienia labiryntowe, turbiny, maszyny przepływowe

1. WPROWADZENIE

Uszczelnienia labiryntowe są powszechnie stosowane w różnego rodzaju maszynach przepływowych między innymi w turbinach gazowych i sprężarkach. Uszczelnienie labiryntowe zmniejsza przeciek w przestrzeni np. pomiędzy obracającym się wałem a nieruchomym korpusem. Uszczelnienia bezdotykowe mają znaczący wpływ na sprawność maszyn przepływowych [Krzyślak i Winowiecki 2008].

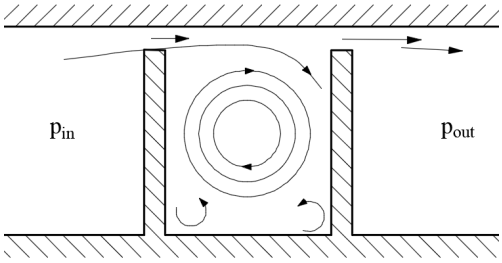
Cechą charakterystyczną uszczelnienia labiryntowego jest to, że elementy ruchome i nieruchome uszczelnienia wzajemnie się nie dotykają (rys. 1).

* Instytut Energetyki Cieplnej, Politechnika Poznańska.



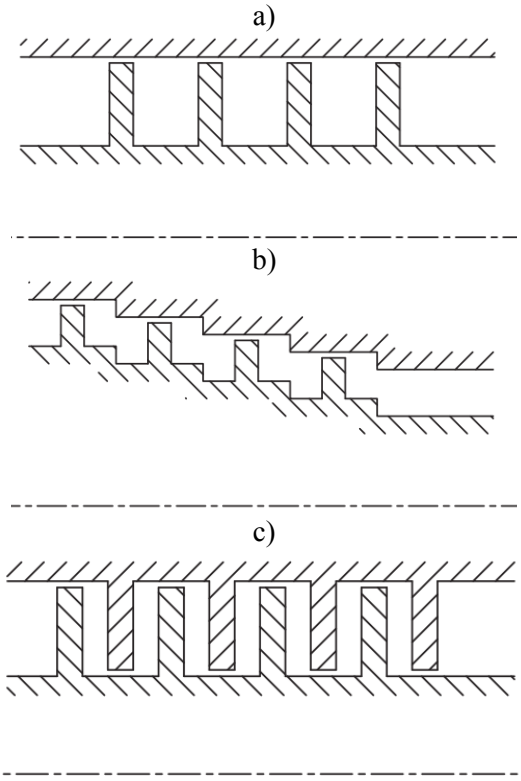
Rys. 1. Schemat uszczelnienia [Childs 2014]

W turbinach gazowych stosuje się uszczelnienia dwustronne oraz stopniowane. Uszczelnienie labiryntowe zapobiega przeciekowi czynnika roboczego pomiędzy dwoma przestrzeniami, w których panuje różne ciśnienie gazu $p_{in}>p_{out}$ (rys. 2). Na skutek różnicy ciśnienia w uszczelnieniu labiryntowym przepływa gas. Działanie uszczelnienia labiryntowego polega na tym, że przepływający gaz ulega sekwencyjnemu rozprężaniu w przewężeniach (rys. 2) [Trütnovsky 1964]. W tych miejscach energia ciśnienia gazu zamieniana jest na energię kinetyczną. W wyniku tego w obszarze przewężeń następuje wyraźny spadek ciśnienia gazu (rys. 4). W komorach za przewężeniami następuje dyssypacja energii kinetycznej gazu w ciepło na skutek turbulizacji przepływu wywołanej naprężeniami stycznymi pomiędzy przepływającym gazem, a ściankami oraz ruchem wirowym gazu.



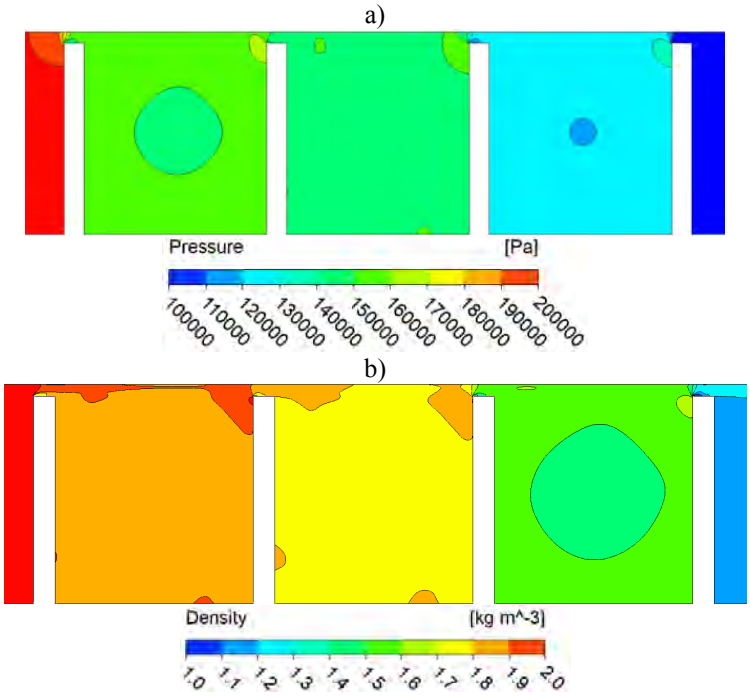
Rys. 2. Poglądowa geometria uszczelnienia jednostronnego z zaznaczonym kierunkiem przepływu gazu

Projektowane uszczelnienia labiryntowe posiadają stałą geometrię (równe są długości komór) lub sekwencyjnie powtarzające się geometrie dwóch lub trzech komór na całej długości segmentu. Powtarzająca się sekwencyjnie geometria wynika z uwarunkowań technologii wykonania uszczelnienia czy niezawodności pracy. Przykładowe geometrie uszczelnienia jednostronnego i dwustronnego przedstawiono na rys. 3.



Rys. 3. Przykładowa geometria uszczelnienia a) jednostronnego, b) stopniowanego, c) dwustronnego o stałej podziałce [Childs 2014]

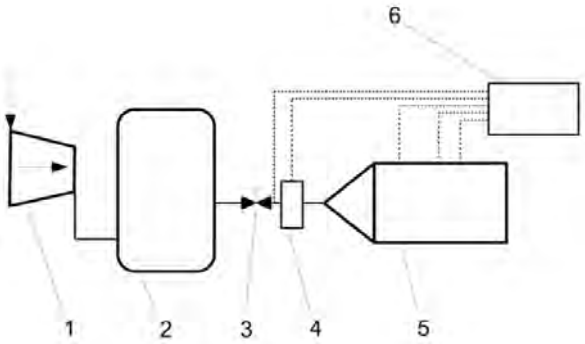
Czynnikiem roboczym przepływającym przez uszczelnienie labiryntowe jest na ogół gaz. W segmentach uszczelnień, które charakteryzują się znaczącym spadkiem ciśnienia ($p_{in}/p_{out} \geq 2$) (rys. 4a), występuje znacząca zmiana gęstości gazu (rys. 4b). Z równania ciągłości przepływu opisanego zależnością $\dot{m} = A\rho c$ gdzie: A – pole powierzchni przepływu w przewężeniu, ρ – gęstość, c – prędkość gazu, wynika, że rozprężający się gaz przepływając przez kolejne przewężenia będzie posiadał coraz to większą prędkość (rys. 5).



Rys. 4. Przykładowy rozkład: a) ciśnienia, b) gęstości gazu w uszczelnieniu jednostronnym dla stosunku ciśnienia $p_{in}/p_{out}=2$

2. STANOWISKO DO BADAŃ EKSPERYMENTALNYCH

Badania eksperymentalne przeprowadzono na stanowisku, do którego doprowadzane jest sprężone powietrze ze sprężarki tłokowej. Pozostałe elementy składowe stanowiska to zawór regulacyjny oraz model uszczelnienia (rys. 5). Model uszczelnienia składa się z korpusu oraz centrycznie umieszczonego w nim wsadu, na którym usytuowana jest badana geometria.



Rys. 5. Schemat stanowiska do badań uszczelnień labiryntowych, 1 - sprężarka, 2 - główny zbiornik, 3 - zawór regulacyjny, 3 - kanał dopływowy, 4 - kryza pomiarowa, 5 - korpus z modelem uszczelnienia, 6 - system pomiarowy

Do pomiaru strumienia masy wykorzystano kryzę z przytarczowym pomiarem ciśnienia. Strumień masy przepływający przez kryzę określony jest równaniem:

$$\dot{m} = C\varepsilon \frac{\pi}{4} d^2 \frac{\sqrt{2\Delta p \rho_1}}{\sqrt{1-\beta^4}} \tag{1}$$

Stanowisko pomiarowe było wyposażone w przetworniki ciśnienia absolutnego o zakresie pomiarowym 0-5·10^5 Pa i dokładności pomiarowej ±0.25% oraz przetworniki różnicy ciśnienia o zakresie pomiarowym 0-0.25·10^5 Pa i dokładności pomiarowej ±0.2%. Temperaturę gazu mierzono termoparą typu T. Na podstawie danych z systemu pomiarowego, strumień masy obliczany jest autorskim programem Kryza napisanym w języku Fortran. Program ten umożliwia wyznaczenie strumienia masy dla każdego kroku pomiarowego. Stanowisko badawcze opisano szczegółowo w pracy [Joachimiak i Krzyślak 2017].

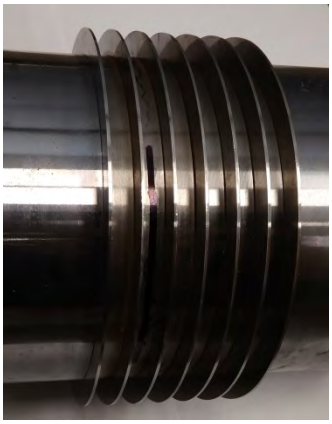
Tabela 1

Zestawienie mierzonych parametrów wraz z dokładnościami pomiarowymi

mierzony parametr	błąd względny [%]	zakres pomiarowy	błąd bezwzględny
ciśnienie absolutne	0.25	0 - 500000 [Pa]	+/- 1250 [Pa]
różnica ciśnienia I	0.2	0 - 25000 [Pa]	+/- 50 [Pa]
różnica ciśnienia II	0.2	0 - 100000 [Pa]	+/- 200 [Pa]
temperatura	-	-40 - 350 [°C]	+/- 0.5 [K]

2.1. Przykład – uszczelnienie jednostronne

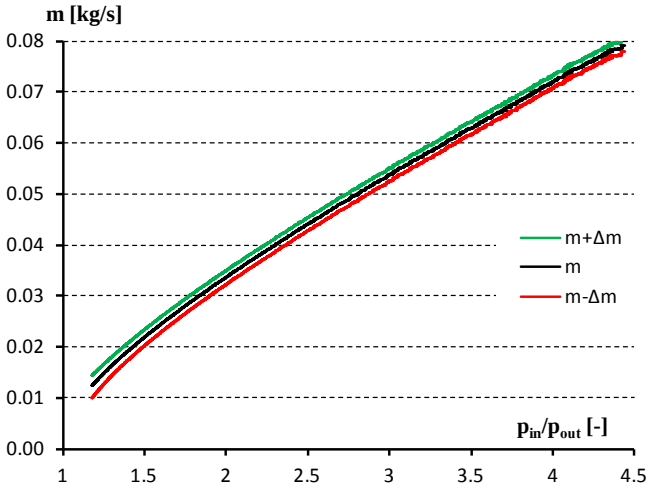
Geometrią pomiarową jest segment uszczelnienia jednostronnego o średnicy D = 150 mm, długości segmentu LS = 61 mm, wysokości segmentu H = 10 mm, podziałce LP = 10 mm, grubości zęba B = 1 mm i wysokości szczeliny HG = 0.4555 mm (rys. 6). Geometria ta posiada siedem ząbków.



Rys. 6. Geometria uszczelnienia jednostronnego wykorzystana w badaniach eksperymentalnych

Dla powyższej geometrii wykonano pomiar strumienia masy oraz przeprowadzono analizę błędów. Uzyskany strumień masy w zależności od ilorazu ciśnienia przed i za uszczelnieniem przedstawiono na rys. 7.

Zakres dokładności pomiaru strumienia masy określono w ten sposób, że założono dwa skrajnie możliwe pomiary strumienia masy (rys. 7) wynikające z nałożenia się błędu poszczególnych wartości mierzonych, zestawionych w tabeli 1.

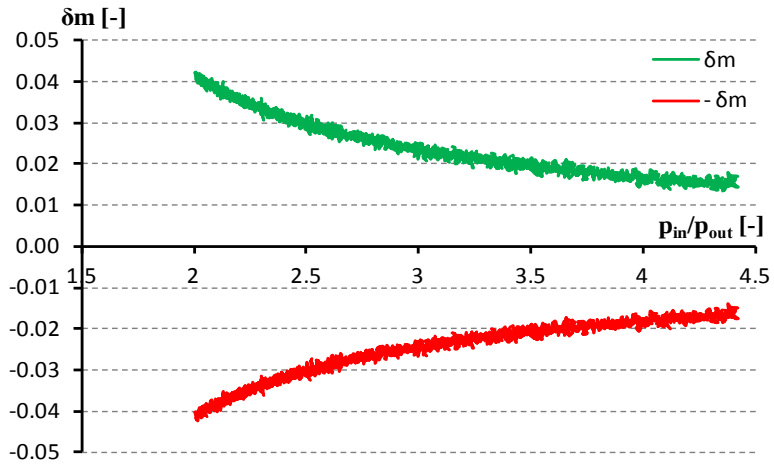


Rys. 7. Strumień masy w zależności od ilorazu ciśnienia przed i za uszczelnieniem dla niezaburzonego pomiaru $\dot{m}$, pomiaru powiększonego o maksymalny błąd $\dot{m}+\Delta\dot{m}$, pomiaru pomniejszonego o maksymalny błąd $\dot{m}-\Delta\dot{m}$

Na rys. 7 niezaburzony pomiar strumienia masy przedstawiono linią koloru czarnego. Pomiędzy linią czerwoną i zieloną przedstawiono pas możliwych wartości strumienia masy. Względny błąd strumienia masy zdefiniowano następująco

$$\pm\delta\dot{m} = \frac{\dot{m} \pm \Delta\dot{m}}{\dot{m}} \tag{2}$$

Uzyskany maksymalny względny błąd pomiaru strumienia masy przedstawiono na rys. 8. Względny błąd pomiaru strumienia masy zależy od strumienia masy. Dla dużych wartości p_{in}/p_{out} strumień masy jest większy i w efekcie zmniejsza się względny błąd pomiaru strumienia masy.



Rys. 8. Względny maksymalny błąd strumienia masy dla analizowanej geometrii uszczelnienia

Analizując rys. 8, można stwierdzić, że zastosowanie czujników pomiaru ciśnienia o dokładności względnej ±0.25, ±0.2 %, oraz termoelementu o dokładności ±0.17% spowodowało znacząco większy błąd pomiaru strumienia masy w zakresie ±4%. Na podstawie powyższego przykładu można stwierdzić, że efekt przenoszenia błędu ma istotne znaczenie. Wartość błędu względnego zmniejsza się wraz ze wzrostem strumienia masy (rys. 8).

4. PODSUMOWANIE

W pracy przedstawiono maksymalny błąd pomiaru strumienia masy wynikający z niedokładności pomiaru parametrów termodynamicznych takich jak ciśnienie bezwzględne, różnica ciśnienia oraz temperatura powietrza na kryzie pomiarowej. Błąd strumienia masy zobrazowano pasem możliwych jego wartości. Pomimo zastosowania czujników pomiarowych dobrej klasy uzyskano błąd strumienia masy sięgający do 4%. W przedstawionym przykładzie widoczny jest efekt przenoszenia błędu pomiarowego.

LITERATURA

Pozycje książkowe

1. Childs, P. R. N. (2014) ‘Seals’, in Mechanical Design Engineering Handbook. Elsevier, pp. 565–624. doi: 10.1016/B978-0-08-097759-1.00014-9.

2. Trütnovsky, K. (1964) Noncontacting seals; basics and applications of slot and labyrinth fluid-flow seals. VDI-Verlag bh Dusseldorf, Publishing House of the Association of German Engineers.

Artykuły w czasopismach
1. Joachimiak, D. and Krzyślak, P. (2017) 'Description of a test stand and measurement equipment for labyrinth seal testing', Journal of Mechanical And Tran Sport Engineering, 69(3), pp. 21–35. doi: 10.21008/j.2449-920X.2017.69.3.03.
2. Krzyślak, P. and Winowiecki, M. (2008) 'A method of diagnosing labyrinth seals in fluid-flow machines', Polish Maritime Research, 15(3), pp. 38–41. doi: 10.2478/v10012-007-0081-2.

Normy
PN-EN ISO 5167-1: Pomiary strumienia płynu za pomocą zwężek pomiarowych wbudowanych w całkowicie wypełnione rurociągi o przekroju kołowym, Warszawa 2005.

ANALYSIS OF MEASURING ACCURACY OF A TEST STAND AND MEASUREMENT EQUIPMENT FOR LABYRINTH SEAL TESTING

Abstract

Labyrinth seals are used in flow machines, in particular in gas turbines of aircraft engines. The leakage rate significantly affects the efficiency of the fluid flow machine. This paper presents an analysis of leakage errors obtained in the tests for a single-sided seven-tooth seal. The mass flow error is presented as a function of the pressure quotient before and after the seal.

Keywords: labyrinth seals, turbines, fluid flow machines

Magda JOACHIMIAK*
Damian JOACHIMIAK*
Michał CIAŁKOWSKI*

ZASTOSOWANIE ZAGADNIEŃ ODWROTNYCH DO ANALIZY NAGRZEWANIA W PROCESIE OBRÓBKI CIEPLNO-CHEMICZNEJ

W przemyśle lotniczym wiele elementów jest poddawanych procesom obróbki cieplnej lub cieplno-chemicznej. Wśród przykładowych procesów obróbczych jest azotowanie i hartowanie indukcyjne. W pracy przedstawiono badania dotyczące procesu nagrzewania modelowej geometrii cylindrycznej w piecu do obróbki cieplno-chemicznej z parametrami odpowiadającymi procesom azotowania. W procesach tych występują wysokie temperatury, a przepływ ciepła zachodzi przez konwekcję i radiację. Problemy z kontrolą temperatury obrabianych elementów takich jak koła zębate czy wały korbowe mogą skutkować powstawaniem warstwy o nieodpowiednich właściwościach. Aby móc lepiej kontrolować pola temperatury, należy znać warunki brzegowe, które można wyznaczyć poprzez rozwiązanie zagadnienia odwrotnego. Zastosowanie zagadnień odwrotnych do analizy procesów nagrzewania podczas obróbki cieplnej lub cieplno-chemicznej stwarza możliwości bardziej precyzyjnego sterowania tymi procesami.

Słowa kluczowe: zagadnienia odwrotne, obróbka cieplno-chemiczna, równanie przewodnictwa ciepła, przemysł lotniczy

Spis oznaczeń

c	ciepło właściwe [J/kgK]
div	dywergencja [-]
f	temperatura na brzegu walca [^{o}C]
r	promień [m]
R	promień maksymalny [m]
t	czas [s]
T	temperatura [^{o}C]

Greckie symbole:

α	radiacyjno-konwekcyjny współczynnik przejmowania ciepła

* Instytut Energetyki Cieplnej, Politechnika Poznańska.

∇ gradient [-]
λ współczynnik przewodzenia ciepła dla walca [W/mK]
ρ gęstość [kg/m^3]
Indeks dolny:
0 czas początkowy dla t = 0
m wartość zmierzona
Indeks górny:
* punkt pomiarowy

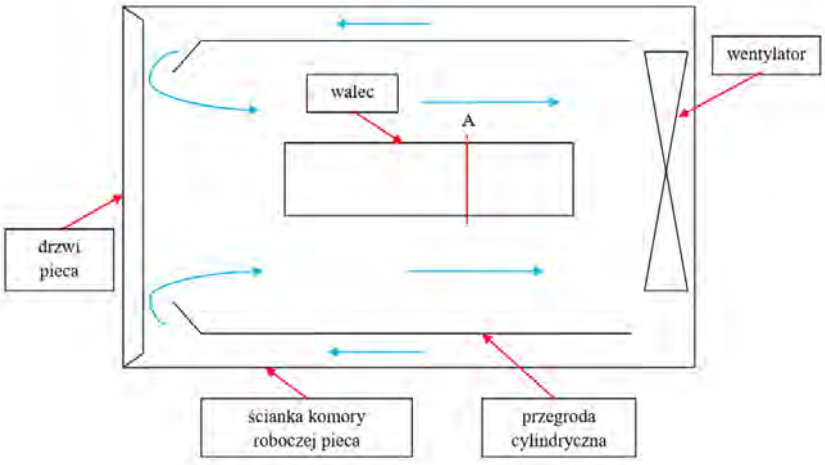
1. WPROWADZENIE

Podczas nagrzewania maszyn i urządzeń zmianie ulegają ich temperatura oraz naprężenia termiczne. Często pomiar temperatury na brzegu jest niemożliwy do wykonania, np. podczas procesów obróbki cieplnej lub cieplno-chemicznej. Rozwiązanie zagadnienia odwrotnego pozwala na wyznaczenie nieznanej temperatury na brzegu lub jego części. Następnie w oparciu o rozwiązanie zagadnienia prostego można obliczyć rozkład temperatury w całym elemencie [Ciałkowski 1996]. Elementy stosowane w przemyśle lotniczym podczas procesu produkcyjnego są poddawane obróbce cieplnej (np. hartowanie) lub cieplno-chemicznej (np. azotowanie). Zastosowanie zagadnień odwrotnych do analizy procesów obróbki cieplnej i cieplno-chemicznej pozwala na lepszą kontrolę powstających warstw wierzchnich oraz optymalizację procesu obróbczego [Joachimiak et al. 2019]. Analiza procesów nagrzewania skutkuje wykonywaniem elementów, takich jak koła zębate czy łopatki turbin gazowych, o żądanych właściwościach zapewniających ich niezawodną pracę. Dotychczas zagadnienia odwrotne były stosowane do analizy nagrzewania min. łopatek turbin gazowych [Frąckowiak, Ciałkowski i Wróblewska 2017, Frąckowiak, von Wolfersdorf i Ciałkowski 2019]. W niniejszej pracy przedstawiono badania eksperymentalne i numeryczne dotyczące rozwiązania zagadnienia odwrotnego dla równania przewodnictwa ciepła, które może z powodzeniem zostać zastosowane do analizy przepływu ciepła w elementach, np. silników lotniczych.

2. ZASTOSOWANIE ZAGADNIEŃ ODWROTNYCH DO OBRÓBKI CIEPLNO-CHEMICZNEJ

Badania dotyczące obróbki cieplno-chemicznej wykonano w cylindrycznym piecu VTR PP (rys. 1). Badano geometrię cylindryczną o promieniu R = 50 mm. Przepływ gazu w piecu przedstawiono na rysunku 2. Termoelementy umieszczono w płaszczyźnie A, zaznaczonej na rysunku 2, na promieniach $r_1^* = 44\ \text{mm}$, $r_2^* = 46\ \text{mm}$ oraz $r_1^* = 48\ \text{mm}$.

Rys. 1. Piec do obróbki cieplno-chemicznej



Rys. 2. Schemat pieca z zaznaczonym kierunkiem przepływu gazu oraz płaszczyzną pomiarową A

Przepływ ciepła w walcu opisano za pomocą nieliniowego, niestacjonarnego równania przewodnictwa ciepła postaci

$$\rho(T)c(T)\frac{\partial T}{\partial t} = div\left(\lambda(T)\nabla T\right) \tag{1}$$

z warunkiem początkowym

$$T\left(r,t=0\right)=T_0 \tag{2}$$

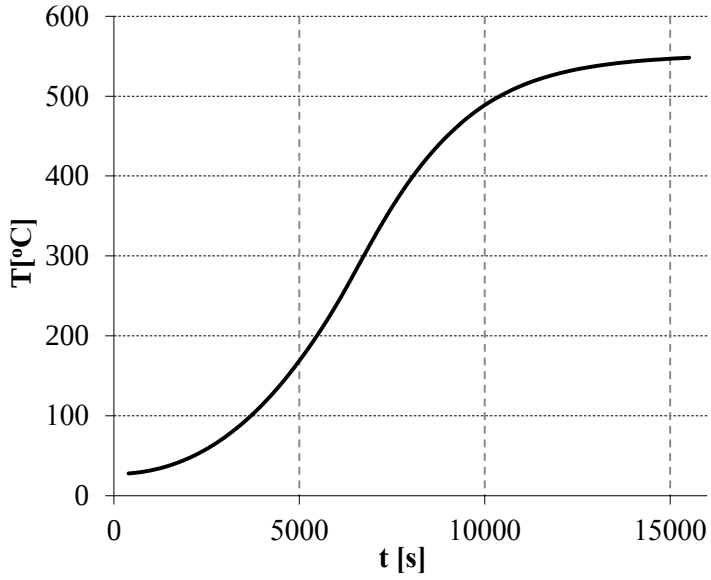
Poszukiwano warunku brzegowego

$$T\left(r=R,t\right)=f\left(t\right) \tag{3}$$

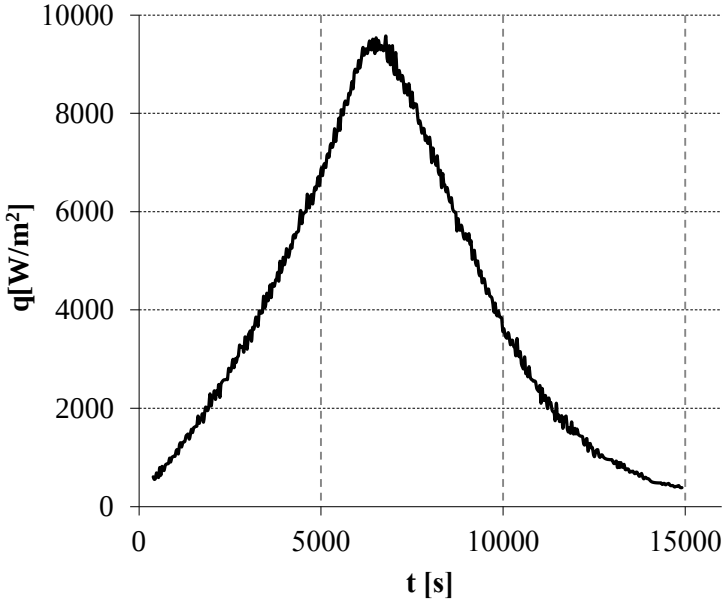
W celu wyznaczenia temperatury na brzegu walca rozwiązano zagadnienie odwrotne. Przyjęto, że w L punktach w walcu wykonywany jest pomiar temperatury. Minimalizowano funkcjonał będący sumą kwadratów różnic temperatury zmierzonej i obliczonej w punktach pomiarowych, który można opisać wzorem

$$I\left(f\right)=\sum_{l=1}^{L}\left(T\left(r_l^*,f\right)-T_m\left(r_l^*\right)\right)^2 \tag{4}$$

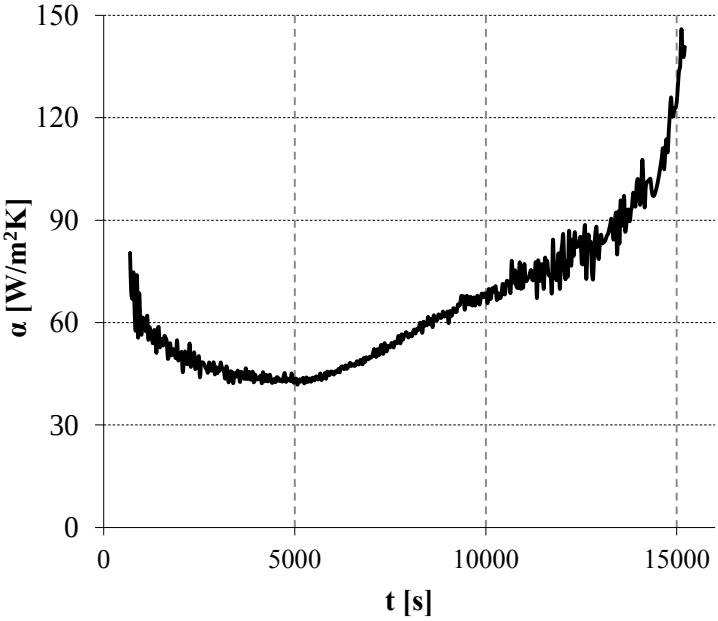
Rozwiązanie zagadnienia odwrotnego pozwoliło na wyznaczenie temperatury na brzegu walca T (rys. 3), gęstości strumienia ciepła q (rys. 4) oraz radiacyjno-konwekcyjnego współczynnika przejmowania ciepła α (rys. 5) [Joachimiak et al. 2019]. Temperaturę maksymalną na brzegu walca wynoszącą 550°C uzyskano po czasie około 16 000 s. (rys. 3). Gęstość strumienia ciepła podczas procesu nagrzewania wynosiła od około 500 do blisko 9500 W/m^2. Maksymalną wartość q uzyskano dla czasu 7080 s. Radiacyjno-konwekcyjny współczynnik przejmowania ciepła przyjmował wartości od 42 do 140 W/m^{2}K (rys. 4). Przedstawione w pracy wyniki dotyczą procesu nagrzewania o ustawionej szybkości wynoszącej 5°C/min oraz nastawie wentylatora wynoszącej 1400 obr/min. Wykorzystanie zagadnienia odwrotnego pozwala na wyznaczenie nieznanych warunków brzegowych na powierzchni walca. Wiedza na temat warunków brzegowych jest podstawą precyzyjnej kontroli proces obróbki cieplnej i cieplno-chemicznej.



Rys. 3. Rozkład temperatury T na brzegu walca podczas nagrzewania



Rys. 4. Gęstość strumienia ciepła q na brzegu walca podczas nagrzewania



Rys. 5. Radiacyjno-konwekcyjny współczynnik przejmowania ciepła α na brzegu walca podczas nagrzewania

3. PODSUMOWANIE

W pracy przedstawiono zastosowanie rozwiązania zagadnienia odwrotnego dla równania przewodnictwa ciepła do procesów obróbki cieplno-chemicznej. Procesy obróbki cieplnej i cieplnochemicznej mają duże zastosowanie w przemyśle lotniczym. Od elementów obrabianych, takich jak koła zębate, wymagana jest niezawodna praca. Badania nad rozwiązaniami zagadnień odwrotnych stanowią podstawę do optymalizacji produkcji tych elementów przy jednoczesnym zapewnieniu warstw o żądanych właściwościach.

LITERATURA

Pozycje książkowe

1. Ciałkowski M., 1996, Wybrane metody i algorytmy rozwiązywania zagadnienia odwrotnego dla równania przewodnictwa ciepła, Wydawnictwo Politechniki Poznańskiej, Poznań.

Artykuły w czasopismach

1. Frąckowiak A., Ciałkowski M., Wróblewska A., 2017, Application of iterative algorithms for gas-turbine blades cooling optimization, International Journal of Thermal Sciences, vol. 118, s 198-206.
2. Frąckowiak A., von Wolfersdorf J., Ciałkowski M., 2019, Optimization of cooling of gas turbine blades with channels filled with porous material, International Journal of Thermal Sciences, vol. 136, s 370-378.
3. Joachimiak M., Joachimiak D., Ciałkowski M., Małdziński L., Okoniewicz P., Ostrowska K., 2019, Analysis of the heat transfer for processes of the cylinder heating in the heat-treating furnace on the basis of solving the inverse problem, International Journal of Thermal Sciences, Vol. 145, s. 1-11.

APLICATION OF INVERSE PROBLEMS FOR ANALYSIS OF HEATING PROCESSES DURING THERMO-CHEMICAL TREATMENT

Abstract

Many components used in the aviation industry are subject to thermal or thermo-chemical treatment. Exemplary treatment processes comprise nitrification and induction hardening. This paper presents results of research work on the process of heating a model cylindrical geometry in the furnace for thermal and thermo-chemical treatment with parameters corresponding to nitriding processes. Such processes are characterized by high temperatures, and the heat flow is done by convection and radiation. Problems related to monitoring the temperature of components under treatment, such as gear wheels or crankshafts, can result in producing a layer of improper properties. To control the temperature field more effectively, we should know boundary conditions which can be determined by solving the inverse problem. Applying inverse problems for analysis of heating processes during thermal and thermo-chemical treatment creates possibilities for more precise control of these processes.

Keywords: inverse problem, thermo-chemical treatment, heat conduction equation, aviation industry

Marian JÓSKO*
Jakub KOWALCZYK*
Ryszard MAŃCZAK*
Dariusz ULBRICH*

BADANIA WŁAŚCIWOŚCI METALIZOWANYCH DZIANIN WOJSKOWYCH DLA KAMUFLAŻU WIELOZAKRESOWEGO

W niniejszym artykule przedstawiono tok realizacji i wyniki badań wybranych właściwości fizyko-mechanicznych i użytkowych metalizowanych próbek dzianin do kamuflażu wielozakresowego. Metalizowanie wytypowanych dzianin przeznaczonych do kamuflażu przeprowadzono metodą niskotemperaturowego natrysku zawiesiny koloidalnej, zawierającej cząstki metalu, stopu i kompozytu metali. Przedstawiono metodyki oraz wyniki badań takich właściwości jak grubość powłok metalowych, przyczepność statyczna powłok do nośnika tekstylnego i przyczepność dynamiczna powłok, określająca odporność metalizowanych dzianin na bodźce mechaniczne. Określono także skład chemiczny wybranej powłoki metalowej. Nałożone powłoki metalowe posiadały odpowiednią dla funkcji kamuflażu grubość, przyczepność i odporność na bodźce mechaniczne, tym samym spełniały wymagania stawiane tego rodzaju materiałom.

Słowa kluczowe: właściwości użytkowe, dzianiny wojskowe, kamuflaż wielozakresowy

1. WPROWADZENIE

Kamuflaż wojskowy odgrywa ważną rolę nie tylko podczas działań bojowych na polu walki, ale także w zakresie ubezpieczenia przemieszczania się wojsk i sprzętu oraz podczas postoju w rejonach ześrodkowania i w wojskowych ćwiczeniach szkoleniowych, zwłaszcza poligonowych. W działaniach wojskowych ważne jest zarówno rozpoznanie w celu uzyskania użytecznej informacji o przeciwniku, jak i ograniczenie informacji o własnych zasobach ludzkich, sprzętowych i o zapleczu, a nawet

* Instytut Maszyn Roboczych i Pojazdów Samochodowych Politechniki Poznańskiej.

skuteczna dezinformacja przeciwnika [Strona internetowa: Rodzaje i typy kamuflażu, maskowanie, teoria kamuflażu, 2020]. Kamuflaż wojskowy jest w takich działaniach i sytuacjach bardzo pomocny, a nawet niezbędny.

Kamuflaż wojskowy jest znany od dawna w działaniach militarnych i zwykle jest kojarzony z efektami wizualnymi, uzyskiwanymi za pomocą środków maskujących, do których należą także odpowiednio spreparowane techniczne tkaniny wojskowe. Obecnie, działania rozpoznania przeciwnika i pozoracji są także prowadzone w szerokim zakresie widma elektromagnetycznego i dotyczą maskowania przed wykryciem wielozakresowym w obszarach hiperspektralnych tego widma [Strona przedsiębiorstwa Miranda Sp. z o.o., Dane ofertowe i opisy własnych produktów, 2020]. Przydatnym do tych celów mogą okazać się dzianiny wiskozowe lub poliestrowe, pokryte warstwą metalu, a więc metalizowane jedno- lub dwustronnie. Tego rodzaju działania technologiczne na wytypowanych dzianinach zostały wykonane w Politechnice Poznańskiej [Jósko et al., materiały niepublikowane], głównie w celu uzyskania efektu tłumienia przez metalizowane dzianiny sygnału radarowego o określonej długości fali.

Uzyskano znaczną liczbę odpowiednio ukształtowanych poprzez metalizację próbek dzianinowych, o określonych wymiarach z jedno- lub dwustronnie nałożonymi powłokami metalu oraz kompozytu metalowego, przeznaczonych do badań odbicia i transmisji sygnału radarowego w specjalnej elektromagnetycznej komorze bezechowej. Jednakże wytworzone próbki metalizowanych materiałów tekstylnych, przeznaczonych do kamuflażu wojskowego, powinny odznaczać się określonymi parametrami, głównie wymaganą grubością powłok metalowych na nośniku tekstylnym, satysfakcjonującą przyczepnością tych powłok do nośnika oraz odpornością metalizowanej dzianiny i samej powłoki na wielokrotne odkształcenia, związane z używaniem, składaniem i transportem, a więc winny posiadać należytą trwałość [Jósko 2002]. Do zbioru właściwości użytkowych materiałów powłokowych należy także ścieralność i przepuszczalność powłok oraz ich walory wizualne, ale nie są one w niniejszej pracy przedmiotem badań.

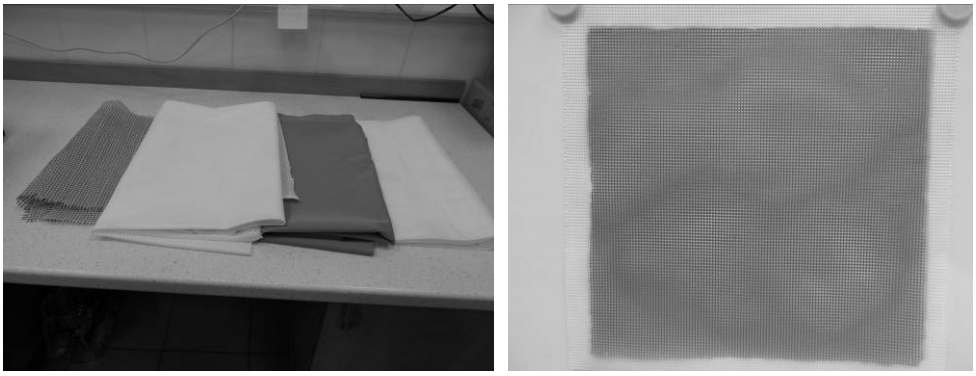
Celem niniejszej pracy jest zaprezentowanie wyników badań grubości powłok metalowych na metalizowanych dzianinach technicznych oraz jej rozkładu, a także ocena tzw. przyczepności statycznej i dynamicznej powłoki do nośnika tekstylnego oraz określenie składu chemicznego wybranej powłoki metalowej.

2. BADANIE GRUBOŚCI POWŁOK METALOWYCH

Do metalizacji zostały dostarczone dzianiny techniczne o różnych splotach włókien, z których w wyniku selekcji do nakładania powłok metalowych wybrano trzy rodzaje, określane numerami artykułów. Z dzianin tych zostały przygotowane kwadratowe próbki o rozmiarach boku, wynoszących 35 cm, pozwalających na ich zamocowanie po nałożeniu powłok metalowych w stanowisku badawczym efektu

tłumienia i rozpraszania fali elektromagnetycznej. Widok materiałów tekstylnych w postaci wyjściowej oraz przygotowanej próbki przedstawia rys. 1.

a) **b)**



Rys. 1. Materiały tekstylne przeznaczone do metalizacji natryskowej, udostępnione przez Zakłady Miranda: a) widok ogólny wybranych dzianin, b) widok próbki wybranej dzianiny z nałożoną powłoką metalową

Grubości powłok metalowych, nakładanych na wytypowane do metalizacji próbki dzianin, zostały określone przez Firmę Miranda w zakresie następujących wartości:

- dla powłok jednostronnie metalizowanych, w zakresie od 0 do 25 μm,
- dla powłok dwustronnie metalizowanych, w zakresach 2 x (0 do 25) μm,
- dla dzianiny 1654, metalizowanej jednostronnie stalą nierdzewną, w zakresie od 0 do 50 μm, preferencyjnie w zakresie 25–50 μm.

Do pomiaru grubości nałożonych powłok na wytypowanie materiały tekstylne użyto zmodyfikowanych przyrządów do pomiaru grubości, zapewniających rozdzielczość wyników na poziomie 1 μm.

W celu oszacowania wymaganej jakości nanoszonych powłok, sprawdzono stałość wartości grubości dostarczonych materiałów tekstylnych. Pomiary grubości prowadzono na przygotowanym do tego celu stanowisku pomiarowym. Średnica krążka pomiarowego, który był dociskany do badanej dzianiny, wynosiła 28,7mm. Stanowisko zostało tak zaprojektowane, a krążek dociskowy tak wykonany, aby jego nacisk na tkaninę w czasie pomiarów wyniósł 4,14 kPa, co wnika z wymagań odnośnej normy [ISO 5725: 1986] – rys. 2.

Rys. 2. Pomiar grubości badanego materiału tekstylnego na przygotowanym stanowisku pomiarowym

Określono dokładność układu pomiarowego. Błąd stanowiska pomiarowego oszacowano na 0,002 mm. Zmierzono grubości metalizowanych materiałów dzianinowych i stwierdzono znaczny i zróżnicowany dla poszczególnych tkanin jej rozrzut [Jósko et al., dane niepublikowane]. Grubości powłok metalizacyjnych – na ogół – mieściły się w wyznaczonych zakresach wartości, choć odnotowano przypadki przekroczenia wartości tych grubości. Jest to spowodowane znacznym rozrzutem grubości próbek dzianinowych przed nałożeniem powłoki, obecnością pośredniej warstwy o zróżnicowanej stochastycznie grubości między tkaniną bazową a powłoką metalizacyjną oraz rozrzutem, spowodowanym technologią nakładania, zależnym od właściwości materiału bazowego i nakładanej powłoki.

Poczyniono próbę oszacowania grubości powłok metodą wagową, na podstawie różnicy mas (ciężarów) próbek przed i po metalizacji. Konkluzja w przypadku oceny grubości powłoki metalizacyjnej na nośnikach dzianinowych metodą wagową jest taka, że jest to metoda wielce ryzykowna i wiąże się z popełnieniem znacznego błędu oceny grubości powłoki na powierzchni metalizowanej tkaniny, a więc może prowadzić do znacznego zafałszowania rzeczywistej grubości warstwy metalizacyjnej. Metoda ta może być jedynie przydatna do zgrubnego oszacowania zapotrzebowania na materiał powłokowy do metalizacji, co może się przełożyć na lepsze zaplanowanie kosztów jego zakupu oraz wykonania powłok dla danego programu metalizacji.

3. BADANIE PRZYCZEPNOŚCI STATYCZNEJ POWŁOK

Jedną z najważniejszych właściwości użytkowych nakładanych powłok jest ich przyczepność do podłoża [Jósko 2002]. Właściwość ta jest szczególnie istotna w przypadku tak specyficznego podłoża, jakim są materiały tekstylne – w danym przypadku dzianiny. Specyfikę tę kształtuje nieciągłość, elastyczność i przestrzenna struktura podłoża. W toku kontroli przyczepności powłoki metalizacyjnej do wytypowanych nośników tekstylnych stosowano metodę tzw. statycznej oceny przyczepności, polegającej na ocenie odrywania materiału powłoki od podłoża z dzianiny za pomocą taśmy adhezyjnej. Nie mierzono siły odrywania, a oceniano ślady po odrywaniu pozostawione na taśmie oraz na samej powłoce. Te ślady to oderwane cząsteczki metalu znajdujące się na taśmie adhezyjnej. Nie sprawdzają się w tym przypadku metody, polegające na przyklejaniu wałeczków do powłoki i pomiarze siły ich odrywania od metalizowanej tkaniny, ze względu na jej podatność oraz konieczność oddzielenia powłoki z przyklejonym wałeczkiem od pozostałej powierzchni powłoki.

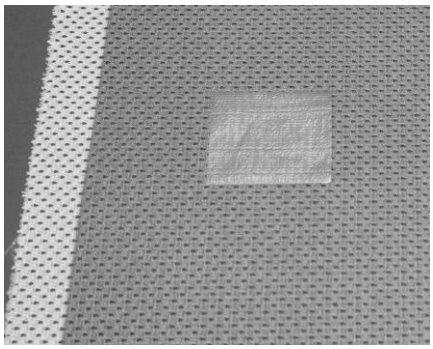
Do oceny jakości połączenia adhezyjnego, której miarą jest m. in. przyczepność nałożonej warstwy metalu, przeprowadzono ocenę jakości połączenia powłoki metalowej z podłożem – dzianiną, w oparciu o stosowną normę [ASTM D 3359-09], posiłkując się jednocześnie wskazaniami innych norm, dotyczących przyczepności [PN-EN 582 1993 i PN–80/C–81531]. Procedura badania według normy ASTM została zaadaptowana dla potrzeb oceny przyczepności powłok metalowych do tkanin, a technologia realizacji tych badań, zgodnie z normą, uwzględniała realne właściwości przedmiotu badań, dlatego – ze względu na charakter nałożonej powłoki – zrezygnowano z jej nacinania.

Metodyka badań przyczepności za pomocą taśmy adhezyjnej polegała na:
- nałożeniu odcinka taśmy na powłokę metalizacyjną, natryśniętą na daną tkaninę,
- dociśnięciu taśmy do powłoki na pomocą wałka,
- oderwaniu taśmy od powłoki,
- ocenie wyglądu adhezyjnej powierzchni taśmy oraz miejsca oderwania taśmy na powłoce metalizacyjnej.

Według tej metodyki nakadano fragmenty taśmy z warstwą kleju na naniesioną powłokę. W badaniach wykorzystywano dwie różne taśmy, a mianowicie:
- taśmę papierową firmy Wurth, cechującą się dużą adhezją (oznaczano T1),
- taśmę firmy Wurth o zwiększonej sile adhezji (oznaczano T2) – rys. 3.

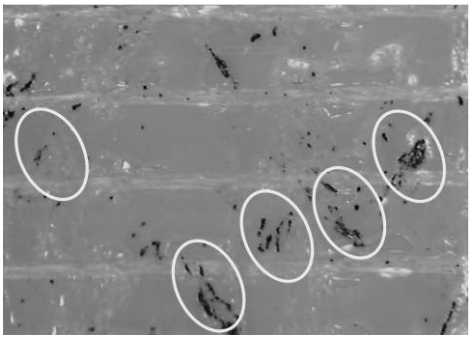
Zdecydowano się na zastosowanie dwóch taśm o zróżnicowanej sile adhezji, w celu lepszego porównania oceny spoistości samej powłoki metalizacyjnej oraz jej przyczepności do podłoża z materiałów tekstylnych. W czasie przyklejania, taśma była dociskana do badanej powłoki metalowej z wykorzystaniem stalowej rolki dociskowej. Dociśnięcie zapewniało równomiernie przywieranie taśmy całą

jej powierzchnią adhezyjną do chropowatej powierzchni metalizowanej powłoki. Takiego przywierania nie zapewniał docisk taśmy dłonią.



Rys. 3. Taśma Wurth o zwiększonej sile adhezji znajdująca się na miedzianej powłoce metalizacyjnej przed dociśnięciem jej do metalizowanej dzianiny

Po dociśnięciu taśmy, została ona odklejana od badanej powłoki i wzrokowo oceniano stan przylegania do tkaniny, nałożonej wcześniej warstwy metalu. W żadnej z badanych próbek po oderwaniu taśmy, nie stwierdzano widocznych śladów oderwania powłoki metalowej od materiału podłoża tekstylnego. Pozostawały niewielkie ślady powłoki na powierzchni taśmy, widoczne pod mikroskopem. Wybrany obszar powierzchni taśmy adhezyjnej, powiększony za pomocą mikroskou optycznego, z widocznymi śladami powłoki metalowej (przyklejonymi cząstkami powłoki), przedstawia rys. 4.



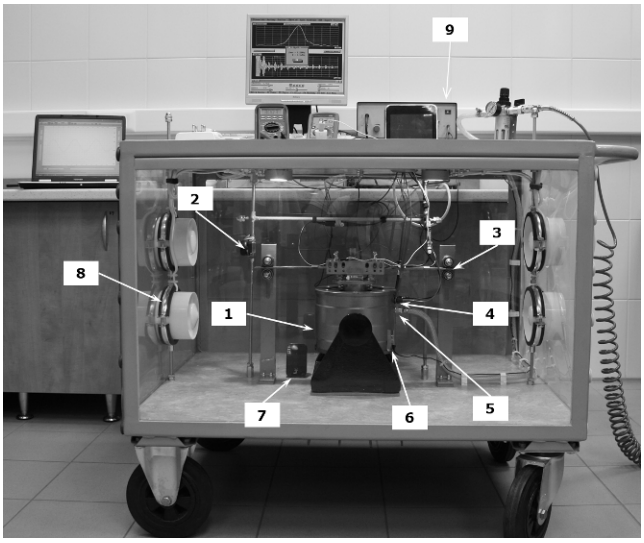
Rys. 4. Widok powiększonego fragmentu taśmy ze śladami cząstek powłoki

Po przeprowadzeniu prac technologicznych nakładania powłok, badaniom poddano wszystkie rodzaje nałożonych powłok na wytypowane do metalizacji materiały tekstylne. W żadnym z badanych połączeń nie stwierdzono oderwania całej powłoki metalowej lub jej istotnego fragmentu od materiału tekstylnego, na który

została nałożona powłoka, co potwierdza wysoką jakość połączenia adhezyjnego powłok metalizacyjnych z wytypowanymi materiałami tekstylnymi.

4. BADANIE DYNAMICZNE PRZYCZEPNOŚCI POWŁOK

Oprócz przyczepności statycznej (doraźnej) powłok, istotna jest także ich tzw. przyczepność dynamiczna. Przyczepność ta jest rozumiana – w tym przypadku – nie jako trwałość, ale jako odporność powłoki metalowej na odspajanie się od nośnika tekstylnego pod wpływem znacznych, powtarzających się (cyklicznych) odkształceń. Badania trwałości powłok metalowych były wkomponowane w cykl badań właściwości użytkowych, bowiem odporność metalizowanej tkaniny na odkształcenia jest ważną cechą użytkową wyrobów kamuflażowych. Do realizacji badań tej właściwości użytkowej zastosowano metodę cyklicznego odkształcania próbek metalizowanych dzianin za pomocą specjalnego, oryginalnego stanowiska, będącego na wyposażeniu laboratorium IMRiPS Politechniki Poznańskiej. Widok stanowiska przedstawiono na rys. 5.



Rys. 5. Widok stanowiska do badania trwałości połączeń: 1 – wzbudnik elektrodynamiczny, 2 – anemometr, 3 – podpora, 4 – zasilanie wzbudnika, 5 – przyłącze sprężonego powietrza, 6 – sonda termometru elektronicznego, 7 – zintegrowany czujnik temperatury i wilgotności względnej powietrza, 8 – wentylator kanałowy, 9 – generator sygnału zasilającego wzbudnik

Poniżej zostały przedstawione i omówione rezultaty oceny odporności na odkształcenia (zniszczenie) wybranej próbki, którą poddano cyklicznemu odkształca-

niu o charakterze zmęczeniowym z określoną amplitudą i częstotliwością. Badania przeprowadzano na przedstawionym wyżej stanowisku służącym, oprócz oceny trwałości połączeń adhezyjnych, także do monitorowania procesu degradacji takich połączeń. Najważniejszym elementem stanowiska do oceny odporności na cykliczne odkształcenia metalizowanych tkanin był wzbudnik elektrodynamiczny, który pozwalał na generowanie drgań o częstotliwości (20–75) Hz, amplitudzie do 2 mm oraz przyspieszeniu drgań do 43 m/s^2.

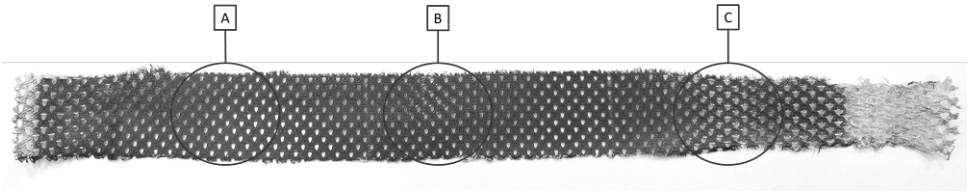
Do prezentowanych tutaj badań badań wybrano próbkę tekstylną z naniesioną powłoką niklową. Próbka nie posiadała żadnych widocznych uszkodzeń ani innych wad. Z arkusza próbki wycięto pasek o szerokości 35 mm, który zamocowano w układzie podporowym urządzenia badawczego. Podczas odkształcania próbki zastosowano następujące nastawy pracy stanowiska: częstotliwość – 20 Hz, amplituda – 2 mm, napięcie zasilające 5V.

Badaną próbkę podano cyklicznemu odkształceniu w sposób nieprzerwany, wykonując łącznie 216 000 cykli dwustronnych odkształceń. Widok próbki po zakończeniu badań przestawia rys. 6.

Przystępując do analizy stopnia zniszczenia naniesionej powłoki, należy zwrócić uwagę, że konstrukcja układu obciążającego, zastosowanego w stanowisku badawczym cechuje się tym, że na długości próbki występują cztery podpory (dwie na końcach próbki oraz dwie w środkowej jej części). Układ taki powoduje występowanie w próbce podczas badań naprężeń rozciągających.

Obserwacja mikroskopowa próbki po badaniach wykazała występowanie trzech obszarów, w których nastąpiło widoczne rozciągnięcie włókien próbki, pomijając końce próbki, w których wystąpiło uszkodzenie włókien, wynikające ze sposobu zamocowania w skrajnych podporach. Obszary te wskazano na rys. 6 i oznaczono literami A, B i C. W pozostałych miejscach próbki, tj. poza obszarami, w których wystąpiło rozciągnięcie włókien (obszary A, B i C na rys. 6), nie zaobserwowano żadnych widocznych zmian w strukturze próbki z nałożoną powłoką.

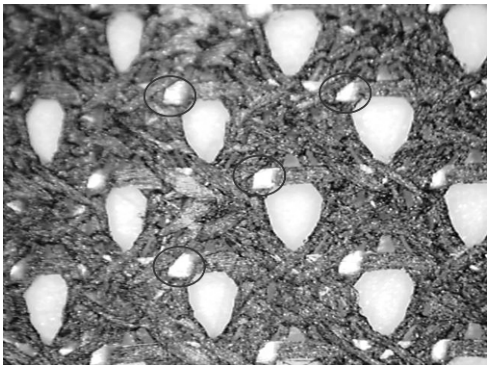
Wybrany szczegół B jednego z uszkodzonych obszarów jest przedstawiony w powiększeniu na rys. 7.



Rys. 6. Widok próbki z zaznaczonymi obszarami rozciągnięcia włókien

Obserwacja mikroskopowa w obszarach A, B i C (rys. 6 i 7) wykazała, iż nastąpiło w tych obszarach jedynie wydłużenie (rozciągniecie) włókien, co spowodowało uwidocznienie tych fragmentów włókien, które podczas nakładania powłoki niklowej były przykryte od góry innymi włóknami. Na nich znajdowała się natry-

śnięta warstwa metalowa. Poza tym, nie zaobserwowano na powierzchni próbki obszarów, w których wystąpiłoby odspojenie powłoki lub inna forma jej zniszczenia, np. pęknięcie lub wykruszenie.



Rys. 7. Widok obszaru B z rys. 6, z zaznaczonymi przykładowymi włóknami, odsłoniętymi wskutek ich wydłużenia podczas obciążania próbki

Podsumowując, należy stwierdzić, że nałożony materiał powłoki niklowej na całej długości próbki nie został zniszczony wskutek przeprowadzonych badań odporności na cykliczne odkształcenia typu zmęczeniowego. Zaobserwowano jedynie wydłużenie włókien materiału bazowego w miejscach koncentracji naprężeń rozciągających.

4. OCENA SKŁADU CHEMICZNEGO WYBRANEJ POWŁOKI METALOWEJ

Każdy z materiałów proszkowych, stosowanych na powłoki metalizacyjne, miał podaną charakterystykę, w tym zawartość procentową danego metalu. Wynosiła ona zwykle powyżej 99% czystego metalu (pierwiastka), najczęściej 99,2% lub 99,5%. Jednakże, w celu potwierdzenia zamieszczonych w charakterystykach danych i podwyższenia wiarygodności informacji podawanej przez wytwórcę i/lub dystrybutora materiałów powłokowych, wybierano niektóre proszki metalowe lub nałożone powłoki do analizy ich składu chemicznego. Poniżej zaprezentowano ustaloną metodykę analizy składu chemicznego na przykładzie proszku tytanowego, po jego nałożeniu na podłoże z dzianiny.

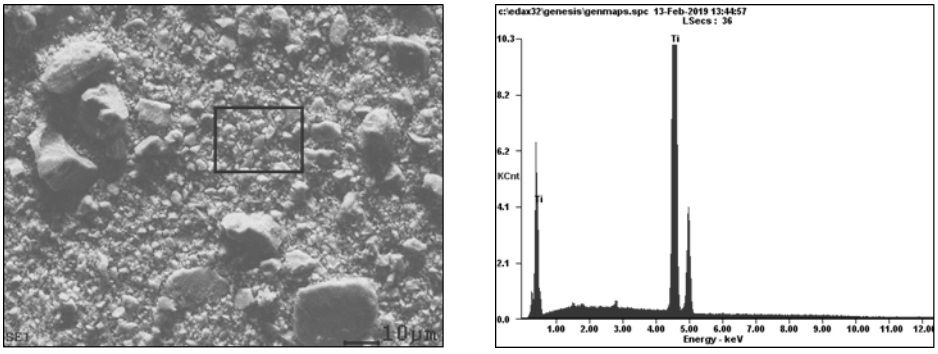
Do badań składu chemicznego wybranego materiału powłoki, dostarczano do wyspecjalizowanego laboratorium, realizującego badania składu chemicznego, próbkę proszku metalowego (w danym przypadku tytanu) oraz fragment próbki dzianiny z nałożoną tym metalem powłoką (rys. 8). Miejsce pobrania materiału do analizy składu chemicznego (fragment próbki) ilustruje rys. 8b.

a) **b)**

Rys. 8. Widok wyciętego fragmentu próbki dzianiny z nałożoną powłoką i proszkiem, skierowanych na analizę składu chemicznego (a) oraz matalizowana próbka z wyciętym fragmentem, przeznaczonym do badań składu chemicznego metalu powłoki (b)

Dostarczony do laboratorium analitycznego fragment dzianiny z nałożoną powłoką razem z proszkiem metalowym pozwolił na wszechstronną analizę składu materiału powłoki bezpośrednio nałożonej na dzianinę, bowiem użyta do analizy aparatura ma możliwość podczas określania składu chemicznego, odcięcia się od tła, które stanowi materiał podłoża próbki, czyli dzianina. Natomiast metalowy proszek tytanu, przeznaczony do badań składu chemicznego, ze względu na jego aktywność chemiczną (oksydację), przekazano do laboratorium w osłonie gazu, którym był butan. Badanej próbce w laboratorium nadano numer BB.903.0440-03519.001, a morfologia powierzchni próbki, przeznaczonej do analizy składu chemicznego, jest przedstawiona na rys. 9a.

a) **b)**



Rys. 9**.** Analiza składu chemicznego powłoki tytanowej: a) wybrany do analizy obszar powłoki tytanowej BB.903.0440-03519.001, b) graficzne wyniki analizy składu chemicznego powłoki tytanowej

Badanie składu chemicznego wybranych obszarów próbek wykonano metodą bezwzorcowej, energodyspersyjnej mikroanalizy rentgenowskiej EDS. Wyniki analizy przedstawiano w postaci liczbowego odczytu oraz wykresu – rys. 9b.

Do badania składu chemicznego użyto specjalistycznej aparatury badawczej, a mianowicie skaningowego mikroskopu elektronowego Inspect S(FEI), wyposażonego w mikroanalizator rentgenowski EDS Eclipse (EDAX). Na podstawie uzyskiwanych wyników graficznych, wyznaczano skład chemiczny powłok na dostarczanych fragmentach próbek z nałożonymi powłokami metalowymi oraz czystego proszku metalowego, przeznaczanego do metalizacji próbki. Przeprowadzane badania pozwalały na określenie dokładnego składu chemicznego powłok metalowych, a w prezentowanym umożliwiły stwierdzenie, że skład chemiczny badanej próbki BB.903.0440-03519.001 w testowanych jego obszarach, jak i samego proszku metalowego, odpowiada tytanowi.

Dokładna analiza składu chemicznego materiałów powłokowych metalizowanych nośników tekstylnych była bardzo ważna z punktu widzenia planowanych przez producenta tkanin kamuflażowych testów efektywności tumienia sygnałów radarowych. Na podstawie przeprowadzanych badań składu chemicznego używanych materiałów powłokowych stwierdzano, czy rzeczywista procentowa zawartość czystego metalu w proszku, pyle lub blaszkach kształtujących powłokę i w samej powłoce pokrywa się ze składem deklarowanym w charakterystykach producentów tych materiałów.

5. WNIOSKI Z BADAŃ

Przeprowadzone badania najważniejszych parametrów i właściwości metalizowanych próbek materiałów tekstylnych pozwoliły na wyciągnięcie wniosków, które sprowadzają się do następujących stwierdzeń:

- Cykl przeprowadzonych pomiarów grubości metalizowanych nośników tekstylnych potwierdził wartości grubości uzyskanych powłok, które dla jednostronnej metalizacji znajdują się w określonym wymaganiami przyszłego producenta przedziałach lub przekraczają te przedziały dla niektórych tkanin i metali.
- Faktyczna grubość powłoki metalowej na metalizowanej dzianinie jest trudno mierzalna, ponieważ nie ma dokładnej metody zapewniającej punktowy pomiar grubości powłoki w danym miejscu próbki tekstylnej. Potencjalne metody mogące służyć do takiej oceny (np. metoda rezystancyjna) wymagają spełnienia pewnych warunków, które w danym przypadku są trudne do osiągnięcia.
- Testy przyczepności tzw. statycznej, czyli odrywania od metalizowanej powłoki naklejonej taśmy adhezyjnej, według odnośnej normy, wypadły pozytywnie, tzn. nie stwierdzono odrywania całej powłoki metalizacyjnej od podłoża tekstylnego, a jedynie odspojenia niewielkich cząsteczek metalu, ślady których pozostawały na użytych do badań taśmach adhezyjnych.

- Badania tzw. przyczepności dynamicznej, polegające na cyklicznym odkształcaniu części metalizowanej próbki, połączone z jej rozciąganiem, nie spowodowały odspajania powłoki metalowej od tak obciążanej próbki po wykonaniu arbitralnej ilości cyklicznych odkształceń, a jedynie odspojenie i odsłonięcie włókien tkaniny w miejscu zamocowania i podparcia próbki, gdzie włókna te uległy wydłużeniu wskutek rozciągania.
- Należy zakładać, że skład chemiczny powłok na metalizowanych próbkach wytypowanych dzianin pokrywa się z kartami charakterystyk materiałów powłokowych, użytych do metalizacji i mieści się w podanych zakresach, bowiem badania składu chemicznego dowolnie wybranej powłoki metalowej i proszku metalowego w specjalistycznym laboratorium za pomocą dedykowanej aparatury, potwierdzały całkowitą zgodność analizowanego pierwiastka z użytym do metalizacji materiałem powłokowym.

LITERATURA

1. ASTM D 3359-09: Standard Test Methods for Measuring Adhesion by Tape Test.
2. ISO 5725 1986: Precision of test methods – determination of repeatability and reproducibility for a standard test method by inter-laboratory tests.
3. Jósko M., 2002, Metodologiczne aspekty oceny przyczepności powłok regeneracyjnych metodą ultradźwiękową, Wydawnictwo Politechniki Poznańskiej, Poznań.
4. PN-80/C-81531: Wyroby lakierowe. Określenie przyczepności powłok do podłoża oraz przyczepności międzywarstwowej.
5. PN-EN 582 1993: Natryskiwanie cieplne. Określenie przyczepności metodą odrywania.
6. Strona internetowa: Rodzaje i typy kamuflażu, maskowanie, teoria kamuflażu, 2020 [komunikat internetowy] http://www.militaria.pl/porady/teoria (dostęp 04.07.2020).
7. Strona przedsiębiorstwa Miranda Sp. z o.o., 2020, Dane ofertowe i opisy własnych produktów [komunikat internetowy] https://miranda.pl/oferta/miranda-military (dostęp 13.06.2020).

ACKNOWLEDGEMENTS

Niniejsza praca jest wynikiem realizacji pracy naukowo-badawczej 05/51/PRJG/3578: Analiza procesu metalizacji wytypowanych nośników tekstylnych dla kilku rodzajów metali, realizowanej w ramach projektu POIR.01. 02. 00-00-061/16: Opracowanie nowoczesnego systemu maskowania zabezpieczającego przed wykryciem wielozakresowym, szczególnie najnowszymi czujnikami kamer hiperspektralnych, przy wykorzystaniu innowacyjnych technologii, w ramach Działania 1.2 Programu Operacyjnego Inteligentny Rozwój 2014-2020 – SWIRTex. Autorzy dziękują Pracownikom firmy Miranda, Sp. z o. o., Państwu Dorocie Wulw, Małgorzacie Główczyńskiej i Adamowi Pacholczykowi za użyteczne konsultacje oraz inspirującą współpracę.

INVESTIGATIONS OF THE PROPERTIES OF METALIZED MILITARY KNITTINGS FOR MULTI-RANGE CAMOUFLAGE

Abstract

This article presents the course of realization and results of investigations of selected physical, mechanical and functional properties of metallized knitted samples for multi-range camouflage. Metallization of selected knitted fabrics intended for camouflage was carried out by low temperature spraying of colloidal suspension containing metal, alloy and metal composite particles. Methods and results of investigations of such properties as metal coating thickness, static adhesion of coatings to a textile substrate and dynamic adhesion of coatings, determining the resistance of metallized knitted fabrics to mechanical stimuli are presented. The chemical composition of the selected metal coating was also determined. The applied metal coatings had appropriate thickness, adhesion and resistance to mechanical stimuli for the camouflage function, and thus met the requirements for such type of materials.

Keywords: functional properties, military knitwear, multi-range camouflage

Marian JÓSKO*
Wiesław ZWIERZYCKI*
Leszek FOLTYNOWICZ*
Daniel WIECZOREK*

METALIZACJA DZIANIN PRZEZNACZONYCH DO WOJSKOWEGO KAMUFLAŻU WIELOZAKRESOWEGO

W niniejszej pracy przedstawiono całokształt realizacji procesu technologicznego nakładania powłok metalowych na nośniki tekstylne typu dzianiny, stosowane do wielozakresowego kamuflażu wojskowego. Przeanalizowano możliwe metody metalizacji, wskazując na ich ograniczenia w stosunku do wytypowanych do metalizacji materiałów tekstylnych. Do metalizacji zastosowano autorską metodę nakładania powłok metalowych, opartą na niskotemperaturowym natrysku wybranych zawiesin koloidalnych metali i kompozytów metalowych. Skompletowano dedykowane do procesu autorskiej metalizacji stanowisko technologiczne i przeprowadzono metalizację powierzonych materiałów tekstylnych. Uzyskano komplet próbek z wytypowanych dzianin, metalizowanych jednostronnie i dwustronnie według ustalonych wymagań, dotyczących grubości i rodzajów metali.

Słowa kluczowe: dzianiny, powłoki metalowe, kamuflaż wojskowy

1. WPROWADZENIE

Kamuflaż sprzętu i obiektów wojskowych odgrywa istotną rolę na współczesnym polu walki. Kamuflaż ten obejmuje maskowanie wojsk, sprzętu i instalacji w celu zmniejszenia możliwości ich wykrycia i identyfikacji. Skuteczny kamuflaż pozwala na przetrwanie na otwartej przestrzeni poprzez upodobnienie się do otoczenia. Maskowanie skutecznie utrudnia zauważenie przez służby rozpoznania przeciwnika oraz systemy SA (*Situation Awereness*) [Przedsiębiorstwo Miranda, Sp. z o.o., Dane ofertowe i opisy produktów, 2020].

* Instytut Maszyn Roboczych i Pojazdów Samochodowych Politechniki Poznańskiej.

Współcześnie stosuje się m. in. kamuflaż barwny, statyczny, przestrzenny, mobilny oraz pozorację. Wielozakresowe systemy maskujące i dzianiny kamuflażowe powinny zapewniać dobre komponowanie się z naturalnym otoczeniem i skutecznie chronić przed okiem uzbrojonym i nieuzbrojonym, optycznymi systemami rozpoznania i urządzeniami noktowizyjnymi. Powinny zapewniać redukcję promieniowania termalnego w zakresie optycznym (VIS), bliskiej podczerwieni (NIR), podczerwieni termalnej (TIR) i działania radaru, w szczególności zmniejszać współczynnik odbicia promieniowania elektromagnetycznego i zapewniać dwukierunkowe tłumienie radarowe. Tak więc, wielozakresowe pokrycia maskujące są przeznaczone do maskowania i pozoracji sprzętu w zakresie optycznym, termicznym i radiolokacyjnym [Grupa Lubawa S.A., Polska spółka akcyjna, Specyfikacja ofertowa i opisy produktów, 2020].

Tkaninom maskującym stawia się wysokie wymagania, dotyczące bezpośredniego zabezpieczenia przed środkami rozpoznania w określonych zakresach fali elektromagnetycznej podczas obserwacji naziemnej i z powietrza, z odległości lub wysokości powyżej 1000 m, a także na zdjęciach fotograficznych o określonej skali i rozdzielczości. Powinny one zmniejszać efektywność rozpoznania termicznego, powodować deformację zobrazowania termicznego obiektu i zmniejszenie kontrastu termicznego między obiektem i tłem. Przy tym, dzianiny maskujące winny zapewniać dwustronne maskowanie, absorbcję wody, mieć niewielki ciężar i wysoką wytrzymałość na zrywanie i rozdzieranie oraz zapewniać szybki ich montaż i demontaż [Przedsiębiorstwo Miranda, Sp. z o.o., Dane ofertowe i opisy produktów, 2020].

Aby sprostać wysokim wymaganiom współczesnego pola walki oraz polepszyć dotychczasowe właściwości wojskowych dzianin maskujących dla kamuflażu wielozakresowego, zaproponowano zastosowanie metalowych powłok maskujących. W latach 2018–19, w Politechnice Poznańskiej, na zlecenie firmy Miranda z Turku, dokonano analizy i realizacji procesu metalizacji wytypowanych nośników tekstylnych dla kilku rodzajów metali [Jósko et al., dane niepublikowane]. Celem niniejszej pracy jest przegląd metod metalizacji, prezentacja autorskiej technologii nakładania powłok metalowych na wybrane wojskowe dzianiny maskujące oraz opis realizacji tej metalizacji autorską metodą.

2. ANALIZA METOD METALIZACJI MATERIAŁÓW

Przez metalizację w większości przypadków rozumie się nałożenie metalu, zwykle w postaci powłoki (warstwy), na podłoże będące metalem lub niemające cech metalu, np. beton, gips, drewno, tworzywo sztuczne itp. [Dobrzański 2006]. W szczególności, powłoki metalizacyjne mogą być wykonane z tego samego metalu, który stanowi podłoże.

Powłoki metalizacyjne mogą mieć także charakter prewencyjny (ochrona przed wpływem środowiska, zużyciem tribologicznym). Powłoki metalowe mogą nada-

wać elementowi metalizowanemu nowy funkcjonalny (użytkowy) charakter, bowiem nałożone na element zmieniają lub polepszają właściwości fizyko-chemiczne bądź mechaniczne jego powierzchni [German 2005]. Metalizowanie powierzchni materiałów i wyrobów może mieć także walor estetyczny, ozdobny, dekoracyjny (galanteryjny).

Istnieje wiele metod metalizacji materiałów. Ich podział zależy od technologii nakładania powłok, przeznaczenia i mechanizmu przebiegu oraz kształtowania połączenia z podłożem. Do najbardziej znanych metod metalizacji materiałów należy zaliczyć następujące technologie metalizacji [Dziębiński i Adamiec 1998]:

- napawanie (metalizacja gazowa, łukowa),
- natryskiwanie cieplne (metalizacja natryskowa z przetopem i bez przetopu),
- galwanizacja (galwanotechnika),
- platerowanie (nawalcowywanie, zgniot poprzez docisk na zimno i na gorąco),
- metalizowanie ogniowe (zwłaszcza cynkowanie – zanurzanie w ciekłym cynku),
- metalizacja próżniowa (w komorach próżniowych; różne odmiany – naparowywanie, napylanie metalu, chemiczne CVD i fizyczne PVD osadzanie z fazy gazowej, sputtering, metalizacja łukowo-magnetronowa, laserowo-magnetyczna, hybrydowa, itp.),
- metalizacja bezprądowa (chemiczna) – autokatalityczne powlekanie powłokami, zwłaszcza niklowo-fosforowymi i niklowo-borowymi, powierzchni metalowych i plastikowych,
- inne metody metalizacji.

Metody te znajdują zastosowanie w różnorodnych dziedzinach techniki i nauki, sukcesywnie rozwijają się i istnieją w wielu odmianach na różnych etapach ich rozwoju, a więc mogą być w różnym stopniu aplikowane do praktyki przemysłowej. Skuteczność ich aplikacji zależy także od rodzaju materiału, do którego mogą być stosowane. Powłoki, jeśli chodzi o ich połączenie z podłożem, mogą mieć charakter adhezyjny, dyfuzyjny, mieszany oraz przetopu.

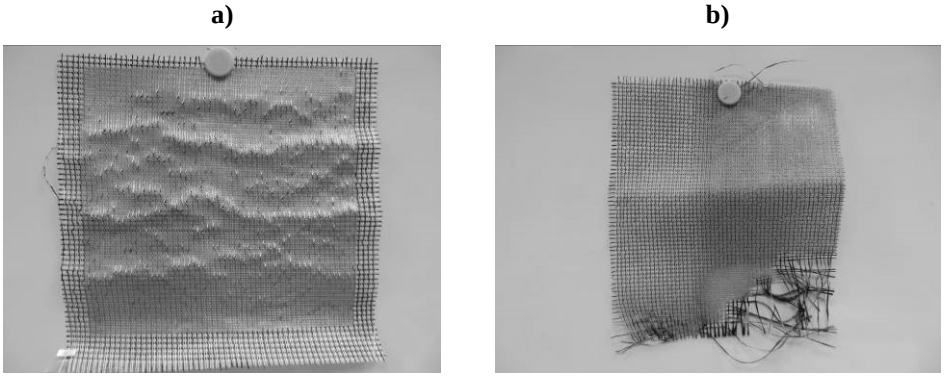
Powłoki dyfuzyjne w istniejących aplikacjach technologicznych, w odniesieniu do podłoża z tkaniny, o grubości w wymaganym zakresie, nie mogą być brane pod uwagę. Także technologie łączenia powłoki z podłożem poprzez przetop materiału powłoki i podłoża jest wykluczony. W orbicie zainteresowań, z punktu widzenia metalizacji tkanin, byłyby technologie i powłoki o adhezyjnym charakterze połączenia z podłożem. Zwykle połączenie adhezyjne jest sumą oddziaływań między powłoką i podłożem zjawiska tzw. adhezji właściwej i adhezji mechanicznej na nierównościach lub mikronierównościach podłoża. Udział zjawiska adhezji właściwej i tzw. zakleszczenia mechanicznego może być różny w globalnym połączeniu powłoki z podłożem [Jósko 2002].

Do nałożenia powłok metalowych na podłoża tekstylne zostały przygotowane próbki z dzianin, stosowanych do kamuflażu wojskowego. Dzianiny te są delikatne z mechanicznego punktu widzenia, nieodporne termicznie, o specyficznej niecią-

głej strukturze, odbiegającej od klasycznego ciała sztywnego – twardego, o ciągłej strukturze i określonych parametrach mechanicznych takiego ciała.

W związku z tym, takie metody jak platerowanie, metalizacja próżniowa, galwanizacja nie mogą być stosowane ze względu na małą wytrzymałość mechaniczną lub brak przepływu prądu elektrycznego. W metodzie galwanizacji podłoże powinno przewodzić prąd elektryczny lub należałoby wytworzyć przewodzącą podwarstwę dla przebiegu procesów galwanicznych. Szansę ma tutaj metalizacja chemiczna (bezprądowa), ale także dotyczy ciał twardych, o określonych właściwościach fizyko-chemicznych. Metody termiczne, związane z wysoką temperaturą i skoncentrowanym ciepłem (napawanie, natryskiwanie cieplne i metalizowanie ogniowe) mogą spowodować zniszczenie tkaniny wskutek jej zapalenia lub stopienia się [Weroński i Gordyński 1996].

W rezultacie wstępnego metalizowania powierzonych materiałów oraz przeprowadzenia testów próbek z nałożonymi powłokami metalowymi uzyskano wstępne wyniki, które pozwoliły na oszacowanie możliwości dalszej metalizacji wytypowanych rodzajów nośników tekstylnych proponowaną autorską metodą. Niestety, nie wszystkie wstępne próby przeprowadzone na powierzonych materiałach kończyły się powodzeniem. Na rys. 1a,b pokazano widok próbek z dzianiny, poddanych próbie klasycznej, termicznej metalizacji natryskowej proszkiem metalowym RotoTec i Proton do tzw. natrysku „na zimno” oraz Eutalloy do natrysku z przetapianiem, według technologii Firmy Messer Eutectic Castolin (Szwajcaria). Próby kończyły się przypaleniem lub spaleniem próbek, co było – w zasadzie – do przewidzenia (ze względu na niską temperaturę topnienia tkanin) i co jest zaprezentowane na rys. 1b.



Rys. 1. Widok próbek uzyskanych w wyniku wstępnego metalizowania powierzonych dzianin wybranymi powłokami metalowymi: a) widok dzianiny z nałożona powłoką metalizacyjną, uszkodzonej w wyniku wygrzewania w temperaturze przekraczającej jej odporność termiczną, b) widok zniszczonej dzianiny, poddanej działaniu klasycznej, termicznej metalizacji natryskowej (widoczne obszary nadpalenia próbki z dzianiny)

Niemniej jednak, wyniki uzyskane w rezultacie wstępnych (rozpoznawczych) prób metalizacji i testów skuteczności maskowania, pozwoliły na wyciągnięcie następujących wniosków:

- Niemożliwa jest metalizacja tkanin (dzianiny, włókniny) klasycznymi metodami termicznej metalizacji natryskowej, nawet przy zastosowaniu urządzeń renomowanej, specjalistycznej firmy i podczas wstecznego oziębiania tkanin ciekłym azotem. Niska temperatura topnienia i zapłonu tkanin powoduje, że testowane próbki ulegały zniszczeniu lub nadpaleniu.
- Metodą, która umożliwiła skuteczne nałożenie powłok metalowych na powierzoną tkaninę i dzianiny była metoda niskotemperaturowego natrysku cząstek metalowych w postaci koloidalnej. Osiągnięto satysfakcjonujący stopień pokrycia wybranymi powłokami metalizacyjnymi posiadane tkaniny i dzianiny o określonej grubości oraz dobre połączenie powłoki z podłożem, umożliwiające przeprowadzenie testów skuteczności maskowania.
- Wstępne testy skuteczności maskowania udostępnionych tkanin wybranymi powłokami metalizacyjnymi, w porównaniu do tkanin referencyjnych, tzn. bez nałożenia powłoki, pokazały zdolność tłumienia (rozpraszania) fali elektromagnetycznej w różnym stopniu przez metalizowane tkaniny. Efekt maskowania był rejestrowany na specjalistycznym stanowisku w Zakładach Miranda – Turek, a konkluzja testów dotyczyła rozszerzenia badań na większą ilość i zróżnicowane tkaniny oraz powłoki metalizacyjne.
- Zarówno pozytywne wyniki wstępnej metalizacji wybranych nośników tekstylnych i nakładanych na nie przykładowych powłok metalizacyjnych, jak i pomyślne wyniki próbnych testów maskowania przygotowanych wyjściowo próbek, skłoniły przedstawicieli Zakładów Miranda i wykonawców metalizacji do podjęcia dalszych działań, mających na celu kontynuację procesu metalizacji dla wytypowanych nośników i kilku rodzajów metali.

Szanse metalizacji wytypowanych materiałów tekstylnych stwarzały metody niskotemperaturowe, niezwiązane z przetopem nakładanego metalu i podłoża, które stanowią dzianiny. Przetop natryskiwanego metalu, oprócz uszkodzenia lub zniszczenia tkaniny, prowadzi także do obecności tlenków (lub/i azotków) w natryskiwanych powłokach metalizacyjnych. Związki te są twarde i kruche, i mogą radykalnie zmienić właściwości użytkowe dzianin oraz spowodować łuszczenie się nałożonych powłok.

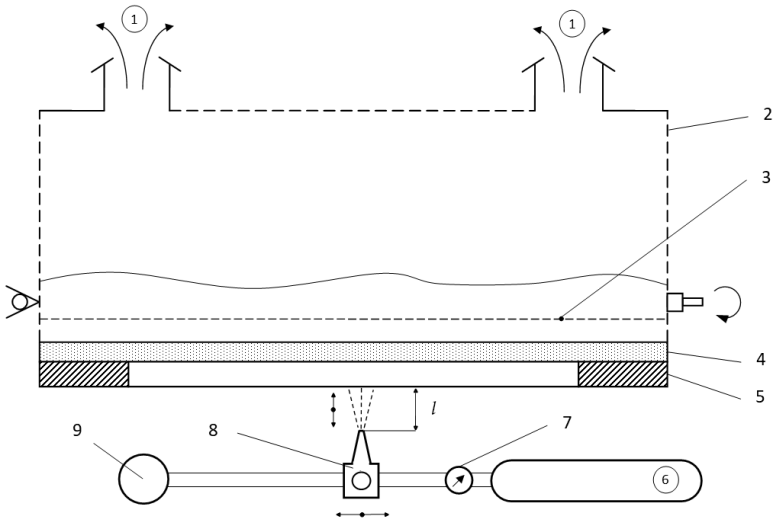
3. CHARAKTERYSTYKA AUTORSKIEJ METODY METALIZACJI

Wobec wymienionych powyżej ograniczeń, do metalizacji wyrobów tekstylnych mogą być wykorzystywane oddziaływania fizyko-chemiczne i mechaniczne między nakładanymi warstwami i tkaninami, i tylko takie metody, które nie pogor-

szą właściwości użytkowych dzianin. Taką metodą jest metoda niskotemperaturowego natrysku, z wykorzystaniem zjawisk aktywacji powierzchni materiału tekstylnego i równomiernego rozprowadzenia metalu w postaci koloidu na bazie akrylu lub poliuretanu, z pakietem dodatków aktywnych.

Przeznaczone do metalizacji nośniki tekstylne, wykonane z wytypowanych przez producenta dzianin, nie należą do żadnej z tradycyjnych grup materiałowych, dla których przeznaczone są przedstawione powyżej metody metalizacji. Analiza tych metod pokazuje, że metalizacja dzianin każdą z nich jest niemożliwa, ze względu na fizyczne i mechaniczne właściwości dzianin, znacznie odbiegające od właściwości materiałów, do których metody te były już stosowane.

W tej sytuacji, do metalizacji dzianin kamuflażowych niezbędne było zastosowanie autorskiej metody natrysku niskotemperaturowego, opartego na pokrywaniu tkanin koloidami proszków metali o zróżnicowanych nośnikach, zapewniających satysfakcjonujące pokrycie powierzchni próbek warstwą wybranych metali o określonej grubości. Ogólny schemat stosowanej metody, jest przedstawiony na rys. 2.

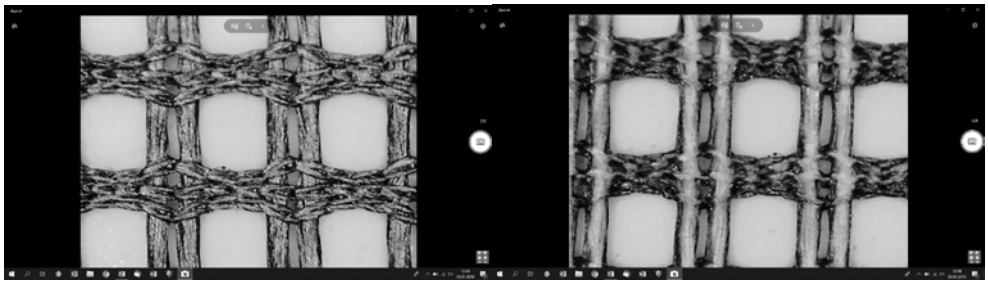


Rys. 2. Ogólny schemat autorskiej metody metalizacji próbek przedmiotowych dzianin: 1 – wyciąg, 2 – obrotnik lub komora z wyciągiem 1, ekranem gaszącym i absorbującym 3 oraz szablonem 5, 4 – dzianina przeznaczona do nałożenia powłoki, 6 – zbiornik z gazem nośnym, 7 – zawór z manometrem, 8 – pistolet do natryskiwania powłoki z mieszalnikiem pneumatycznym lub mechanicznym, 9 – rezerwuar koloidalnego metalu, l – odległość od końcówki pistoletu (rozpylacza) do metalizowanej dzianiny

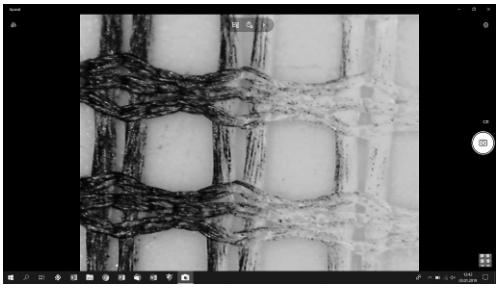
Modyfikacja stanowiska do metalizacji przebiegała permanentnie przez cały okres wykonywania metalizacji i polegała na dodawaniu lub usuwaniu sprzętu pomocniczego, lub przebudowie wyciągów komory metalizacyjnej (rys. 2 i 6b), zbudowanej na potrzeby realizacji procesu metalizacji.

Wydaje się dyskusyjne, a w opinii wykonawców jest niewłaściwe, takie jednostronne nałożenie powłoki na dzianinę (jej włókna), w wyniku którego zostają pokryte boczne powierzchnie włókien dzianiny lub powłoka metalu pokrywa spodnią jej stronę, albo pokryte powłoką zostają nieciągłości „oczka" tkaniny, utworzone przez sploty włókien. Ten ostatni przypadek traktowany był przez wykonawców jako błąd metalizacji nośnika tekstylnego, choć pokrycie w określonym stopniu bocznych powierzchni włókien jest podczas nakładania powłok nieuniknione. Cząsteczki nakładanego materiału (metal z nośnikiem) przedostają się bowiem przez „oczka" i pozostawiają ślad na bocznych włóknach w postaci większego lub mniejszego osadu warstwy metalizacyjnej. Osłonięcie bocznych powierzchni włókien w ich splotach w tkaninie nie jest możliwe i nie byłoby nawet zalecane, ze względu na konieczność odessania cząstek metalu przez system wyciągu powietrza w kabinie metalizacyjnej. Podczas analizy rozpoznawczej i wstępnych prób metalizacji, przydatna była kamera z monitorem (rys. 5a), umożliwiająca ocenę jakościową makrostruktury nakładanych powłok metalizacyjnych na powierzone dzianiny (rys. 3).

a) **b)**



c)



Rys. 3. Widoki fragmentów makrostruktury metalizowanego nośnika dzianiny – artykuł 1529: a) lico dzianiny z jednostronnie prawidłowo nałożoną powłoką metalizacyjną, b) odwrotna, nie metalizowana strona dzianiny z jednostronnie nałożoną powłoką, c) skraj powłoki metalizacyjnej na dzianinie

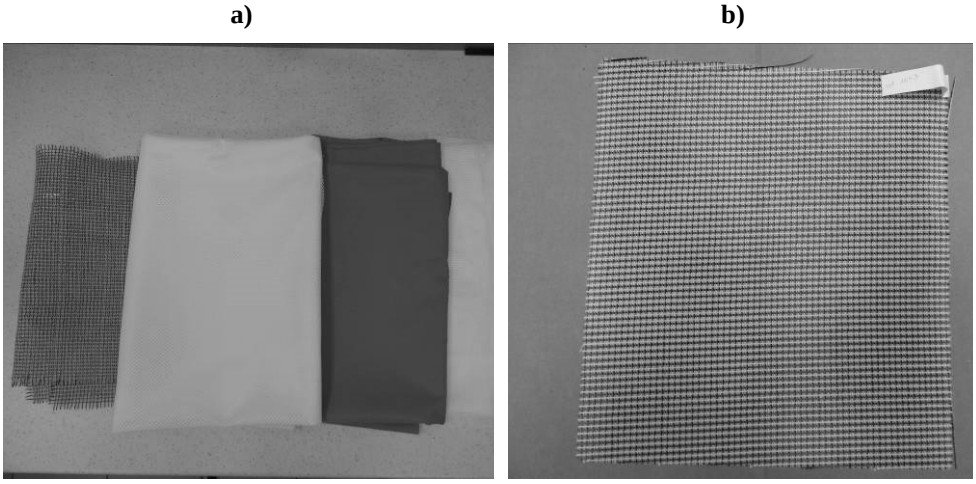
4. CHARAKTERYSTYKA PRZEDMIOTU METALIZACJI

Przedmiotem metalizacji i wykonanych prac technologicznych były materiały tekstylne, produkowane w Zakładach Miranda Spółka z o.o. w Turku. Do rozpoznania możliwości metalizacji tych materiałówv, firma Miranda dostarczyła cztery różne tkaniny (dzianiny i włókniny). Do metalizacji zasadniczej zostały przez Zakłady wytypowane trzy następujące dzianiny:

- dzianina - artykuł 1653,
- dzianina - artykuł 1654,
- dzianina - artykuł 1529.

Wszystkie dzianiny zostały przeznaczone zarówno do metalizacji jednostronnej, jak i dwustronnej powłokami metalowymi o grubości 0–25μm. Dodatkowo, dzianina (artykuł 1654) została wytypowana do jednostronnego nałożenia powłoki ze stali nierdzewnej o grubości w zakresie 25–50μm. Z dostarczonych dzianin zostały wykonane próbki o wielkości pozwalajacej na przeprowadzenie badań tłumienia fali w komorze elektromagnetycznej. Rozmiary przygotowanych do metalizacji próbek wynosiły 35x35 cm. Następnie próbki były oczyszczane, odtłuszczane i nakładano na nie powłoki metalizacyjne z wybranych metali.

Wstępna analiza dostarczonych tkanin oraz wykonanych technologicznych prób ich metalizacji pozwoliła na rozpoznanie technologii natrysku w odniesieniu do specyficznych materiałów, jakimi były dzianiny przeznaczone do kamuflażu wojskowego. Część wykonanych próbek pozwoliła na przeprowadzenie wstępnych testów efektu maskowania, poprzez wytłumienie fali elektromagnetycznej o określonej długości fali na specjalistycznym stanowisku badawczym w Zakładach Miranda. Widok próbek tekstylnych w stanie wyjściowym, przeznaczonych do metalizacji, przedstawia rys. 4.

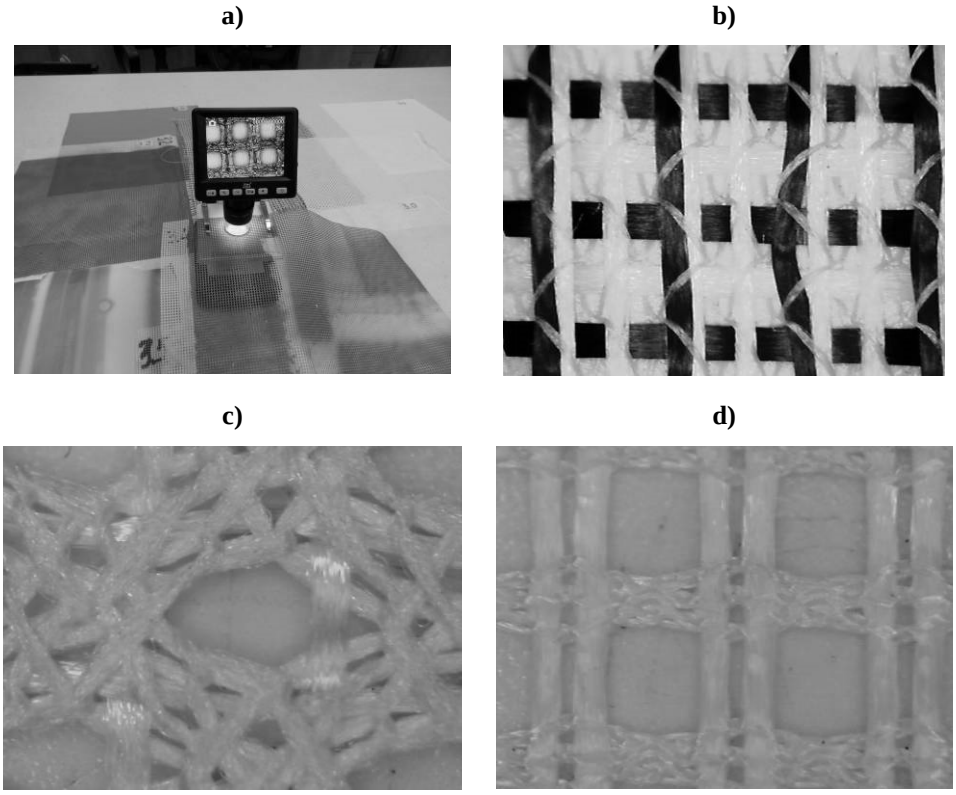


Rys. 4. Przykładowe materiały tekstylne przeznaczone do metalizacji natryskowej udostępnione przez Zakłady Miranda: a) widok ogólny dzianin, b) widok szczegółowy wybranej dzianiny o rozmiarze metalizowanej próbki

Struktura materiałów tekstylnych, wytypowanych do metalizacji, rozumiana jako ich budowa z elementów (włókien) składowych, była strukturą skomplikowaną, nieciągłą, o wyraźnie zaznaczonych włóknach, różnie ukierunkowanych, w zależności od numeru artykułu dzianiny. Tego rodzaju budowa dzianin jest strukturą trudną do nałożenia powłoki, zwłaszcza metalowej, szczególnie wobec konieczności jedno- i dwustronnego nałożenia tej powłoki.

Poza numerami dzianin (nr artykułu), wytwórca nie podał rodzaju i składu materiałów tekstylnych, ani innych parametrów jej budowy i szczegóły te nie były przedmiotem zapytań ze strony wykonawców, zważywszy na finalne przeznaczenie tkanin do celów wojskowych. Pracownicy Zakładów Miranda, związani z przedmiotową pracą, udzielili tylko ogólnej informacji, dotyczącej podziału dzianin, zwłaszcza produkowanych w Zakładach i w wyniku autopsji zapoznali autorów pracy z procesem ich produkcji.

W klasycznej metalizacji, powłoka metalowa jest zwykle nakładana na podłoże o strukturze ciągłej, twardej i o określonej chropowatości. Natomiast, struktura dzianin, przeznaczonych do metalizacji, oprócz nieciągłości, wynikającej z ułożenia włókien tkanin, jest podatna na odkształcenia globalne i lokalne oraz nie można wyróżnić tu chropowatości podłoża, ani jej parametrów, co jest istotne w klasycznie pojmowanej metalizacji, w szczególności w przypadku nakładania powłok metalizacyjnych o adhezyjnym charakterze połączenia z podłożem. Budowa dzianin pod powiększeniem kilkudziesięciu razy jest przedstawiona na rys. 5b,c,d. W skali makro można zauważyć, że nie jest to struktura płaska i zwłaszcza dzianina 1654 posiada przestrzennie ukształtowaną budowę, określoną charakterystycznym ułożeniem splotów jej włókien, w różnym stopniu dla rozmaitych dzianin.



Rys. 5. Widok kamery (a) i szczegóły struktur wytypowanych do metalizacji materiałów – nośników z dzianin pod powiększeniem makroskopowym: b) dzianina – artykuł 1653, c) dzianina – artykuł 1654, d) dzianina – artykuł 1529

Taka struktura, jaką posiadają wytypowane materiały tekstylne jest także niewygodna do nałożenia powłoki, bowiem właściwe, jednostronne nałożenie metalu sprowadza się – w zasadzie – do pokrycia metalem licowych włókien dzianiny. W takim przypadku można mówić o jednostronnym nałożeniu powłoki i mierzyć jej grubość, rozumianą jako różnicę grubości próbki po nałożeniu powłoki metalowej a grubością wyjściową dzianiny (ściślej jej włókien). Taka interpretacja jednostronnej metalizacji dzianiny narzuca określone parametry technologiczne nakładania. Widok lica fragmentu próbki dzianiny z właściwie nałożoną powłoką przedstawia rys. 3a, stronę odwrotną tej próbki – rys. 3b, natomiast skraj powłoki metalizacyjnej na próbce dzianiny – rys. 3c.

W podsumowaniu charakterystyki przedmiotu zlecenia, tzn. wytypowanych nośników trzech różnych dzianin, z punktu widzenia wykonawców próbek metalizacyjnych należy skonstatować, że dzianiny te są niełatwym obiektem metalizacji,

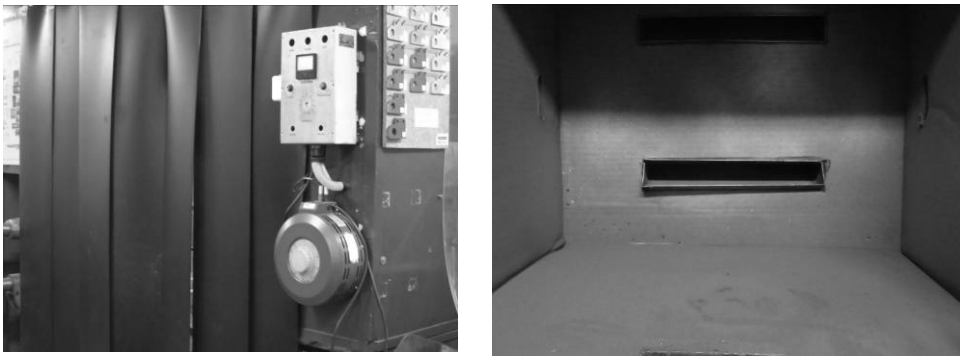
rozumianym, jako podłoże pod nałożenie powłoki, bowiem odbiegają one swoją budową i właściwościami od tradycyjnego stałego podłoża, które posiadają materiały typu metale, beton, gips, drewno i tworzywa sztuczne, przeznaczane tradycyjne do metalizacji określonymi metodami. Wymagają także oczyszczenia, odtłuszczenia i aktywizacji powierzchniowej włókien dzianiny przed nałożeniem powłok, ze względu na adhezyjny charakter połączenia powłok z tkaninami.

5. REALIZACJA METALIZACJI AUTORSKĄ METODĄ

W celu metalizowania wybranych nośników tekstylnych, do dyspozycji było kilkadziesiąt próbek z 3 dzianin o oznaczonej numeracji, przygotowanych przez firmę Miranda. W związku z tym, opracowano zbiorczy program wykonania próbek metalizowanych. Program ten uwzględniał powtarzalność działań i ułatwiał wykonawcom przeprowadzania procesu metalizacji oraz przygotowanie metalizowanych próbek do pomiarów parametrów i zbadania ich cech użytkowych.

Do bezpośredniego nakładania powłok metalizacyjnych służyło stanowisko laboratoryjne, które jest używane do realizacji procesów spawalniczych oraz termicznej metalizacji natryskowej przetapialnymi proszkami metalowymi metodą, urządzeniami i materiałami firmy Messer Castolin Eutectic (rys. 5). Stanowisko to wymagało modyfikacji w celu przeprowadzenia metalizacji niskotemperaturowej mieszaniną koloidalną proszków metalowych i kompozytów metali metodą natryskiwania. Modyfikacja stanowiska przebiegała permanentnie przez cały okres wykonywania metalizacji i polegała na dodawaniu lub usuwaniu sprzętu pomocniczego oraz na modernizacji wyciągów komory metalizacyjnej (rys. 5b), zbudowanej na potrzeby realizacji procesu technologicznego.

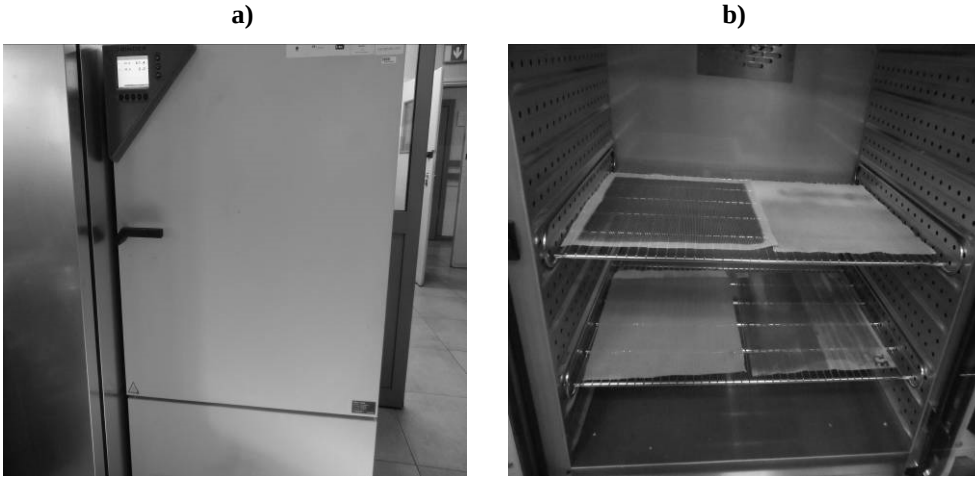
a) **b)**



Rys. 6. Stanowisko do nanoszenia powłok metalizacyjnych na nośniki tekstylne: a) widok ogólny stanowiska, b) widok komory z wyciągami do natrysku niskotemperaturowego powłok metalizacyjnych

Należy zwrócić uwagę na fakt, że parametry natryskiwania niskotemperaturowego koloidów metali ulegały zmianom w trakcie realizacji zadania technologicznego. Właściwości trzech dzianin przeznaczonych do metalizacji znacznie różniły się, z punktu widzenia techniki nakładania warstwy metalowej. Każdy z czystych metali i ich kompozytów posiadał także indywidualne cechy, ujawniające się w trakcie natrysku na przedmiotowe próbki tekstylne. W rezultacie, proces wymagał wielu kombinacji parametrów, zwiększonych jeszcze o nakładanie dwustronne powłok i o powłoki ze stali nierdzewnej. Wykonawcy na początku zadania technologicznego nie zdawali sobie sprawy ze szczegółowych problemów, wynikających z kombinacji różnych właściwości kojarzonych materiałów powłok i metalizowanych tekstyliów, co wymagało od nich na bieżąco elastycznego i indywidualnego podejścia do każdego przypadku skojarzenia powłoki z dzianiną.

Po przeprowadzeniu właściwego nakładania powłoki na stanowisku i w komorze metalizacyjnej, próbki suszono w temperaturze pokojowej w przedziale 20–25°C, a następnie w celu zintensyfikowania utwardzania nałożonych powłok, kierowano wszystkie metalizowane próbki do komory klimatycznej (rys. 7), gdzie w temperaturze 65–100°C zachodziło wygrzewanie w czasie do około 30 minut, przyśpieszające utwardzanie powłoki.



Rys. 7. Stanowisko do wygrzewania nośników tekstylnych z nałożonymi powłokami metalizacyjnymi w celu utwardzania: a) widok ogólny komory klimatycznej, b) widok półek w komorze z wygrzewanymi próbkami po metalizacji

Po utwardzaniu, metalizowane próbki wykazywały różne właściwości użytkowe, w sensie ich elastyczności (podatności na odkształcenia) i chropowatości powierzchni metalizowanej. Dla wybranych próbek, wykazujących niesatysfakcjonujące właściwości podczas oceny organoleptycznej, przewidywano dodatkową ope-

rację nagniatania termicznego w temperaturze stu kilkudziesięciu stopni (około 160°C) specjalnym wałkiem lub stemplem.

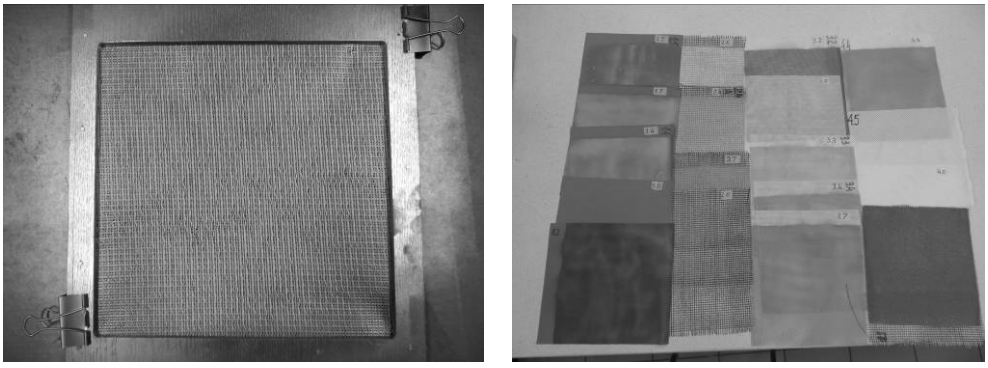
Należy zaznaczyć, że wiele z operacji nakładania powłok metalizacyjnych na nośniki tekstylne kończyło się niepowodzeniem, wskutek zastosowania warunków metalizacji, niedających spodziewanych efektów lub niszczących nośnik. Nie można było przewidzieć wszystkich skutków stosowanych operacji oraz zachowania się układu technologicznego podczas procesu metalizacji ze względu na:

- różne próbki materiału tekstylnego, przeznaczonego do metalizacji,
- proszki metalowe w postaci koloidalnej z pakietem dodatków uaktywniających,
- pistolety natryskowe z instalacją czynnika gazowego, przenoszącego koloid,
- zachowanie się strumienia natryskiwanego koloidu, wynikające z dynamiki nakładania, a więc z ciśnienia czynnika gazowego danego rodzaju.

W takiej sytuacji zrezygnowano z mechanizacji nakładania powłok metalizacyjnych na obrotniku. Było to spowodowane małą ilością nakładanych próbek, w stosunku do możliwości obrotowego urządzenia oraz koniecznością rozwiązania wielu problemów, związanych z likwidacją zawirowania strumienia zawiesiny koloidu i doboru (optymalizacji) parametrów zmechanizowanego nakładania na obrotniku. To zadanie wymagało dodatkowych zabiegów technologicznych.

W rezultacie realizacji rozpoznawczych i zasadniczych procesów metalizacji powierzonych materiałów tekstylnych, przygotowano komplety próbek wytypowanych dzianin z przeznaczeniem na tkaniny maskujące, przewidziane do szczegółowych badań tłumienia fali elektromagnetycznej w specjalnej komorze bezechowej na terenie zakładu produkcyjnego. Dokładną powierzchnię metalizowaną uzyskiwano za pomocą szablonu (rys. 8a), a przykładowy komplet metalizowanych próbek tekstylnych jest pokazany na rys. 8b.

a) **b)**



Rys. 8. Widok rezultatów metalizacji próbek tekstylnych: a) pojedyncza próbka dzianiny w szablonie ustalającym metalizowaną powierzchnię, b) zestaw metalizowanych próbek z wytypowanych dzianinami i wybranymi powłokami metalowymi, przygotowanych do testów skuteczności maskowania elektromagnetycznego

Bezpośrednie osadzanie proszków lub płatków metali na nośnikach tekstylnych jest niemożliwe, dlatego warstwę metalizacyjną powinna łączyć z materiałem tekstylnym warstwa pośrednia, która w trakcie nakładania powłoki metalowej powoduje oczyszczenie i uaktywnienie powierzchni tkaniny, a po nałożeniu powłoki stanowi osnowę i spoiwo dla proszków i płatków metali, determinując także właściwości elastyczne metalizowanej dzianiny.

Najważniejsze wnioski z realizacji procesu niskotemperaturowego nakładania powłok metalowych na wytypowane próbki tekstylne, sprowadzają się do następujących stwierdzeń:

- możliwa jest metalizacja materiałów tekstylnych niskotemperaturową metodą natrysku koloidów proszków metalowych i kompozytów, zarówno jedno-, jak i dwustronnie, przy zapewnieniu pożądanych cech użytkowych natryskiwanych dzianin;
- do realizacji metalizacji autorską metodą natrysku niskotemperaturowego koloidu, niezbędne jest posiadanie specjalnego stanowiska z wyposażeniem w instalacje gazowe oraz wyciągi o znacznej wydajności, usuwające rozpylony proszek metalowy i likwidujące zawirowania strumienia koloidu, które pogarszają jakość nakładanych powłok;
- wykonanie metalizacji jest związane z posiadaniem lub zakupem pistoletów do natrysku gazowego lub bezgazowego o regulowanym wydatku, ciśnieniu i szerokości strugi/strumienia natryskiwanego koloidu oraz zapewniającego mieszanie pneumatyczne lub mechaniczne koloidu w czasie nakładania powłok.

Do zastosowania metody niskotemperaturowego natrysku metalu niezbędne jest posiadanie natryskiwanych metali w postaci ultradrobnoziarnistego proszku, pyłu lub płatków oraz zestawu substancji chemicznych, niezbędnych do przygotowania zawiesiny koloidalnej, zdolnej do pokrywania podłoża tekstylnego oraz do przenoszenia jego cząstek przez czynnik gazowy pod ciśnieniem, z pakietem substancji czynnych powierzchniowo.

6. PODSUMOWANIE I WNIOSKI

Przeprowadzenie programowalnych prac, związanych z metalizacją wytypowanych próbek dzianin umożliwiło, oprócz uzyskania kompletu metalizowanych próbek kilkoma powłokami metalowymi i kompozytowymi, zebranie znacznej ilości wyników niematerialnych, odnoszących się do procesu metalizacji materiałów tekstylnych autorską metodą.

W czasie realizacji pracy naukowo-badawczej, polegającej na wykonaniu analizy metalizacji i nałożenia powłok metalizacyjnych kilku metali na wybrane nośniki tekstylne, oprócz fizycznego przygotowania próbek do dalszych badań skuteczno-

ści maskowania, uzyskano także znaczną ilość wyników o charakterze technologicznym i metodycznym.

Wyspecyfikowanie wszystkich parametrów i warunków nakładania powłok jest trudne, ponieważ zarówno parametry, jak i warunki przebiegu procesów metalizacji zależą od kombinacji właściwości natryskiwanych materiałów metalowych oraz właściwości materiałów tekstylnych, przeznaczonych do metalizacji. Podanie dokładnych parametrów do realizacji metalizacji przemysłowej wymaga przeprowadzenia eksperymentów wieloczynnikowych.

Uzyskane wyniki uprawniają do sformułowania następujących wniosków, dotyczących technologicznego aspektu metalizacji nośników dzianinowych:

- Wytypowane do metalizacji przez firmę Miranda dzianiny są specyficznymi materiałami, właściwości fizyczne i mechaniczne których znacznie odbiegają od właściwości takich materiałów, jak metale, tworzywa sztuczne, drewno, gips, beton, itp., które zwykle poddawane są metalizacji istniejącymi metodami.
- Dostępne obecnie metody technologiczne metalizacji materiałów (termiczne, prądowe, próżniowe) nie dają możliwości skutecznej metalizacji materiałów typu tkanina, dzianina lub włóknina, co wymaga zastosowania metody specjalnie dostosowanej do właściwości nośnika danego typu, tj. tekstylnego.
- Biorąc pod uwagę przeanalizowane ograniczenia rozważanych metod, do metalizacji wytypowanych nośników tekstylnych zastosowano autorską metodę niskotemperaturowego natryskiwania koloidalnego metalu na materiały tekstylne, za pomocą strumienia sprężonych gazów, połączoną z wygrzewaniem próbek i ich termicznym nagniataniem.
- Parametry przeprowadzania natryskiwania metodą niskotemperaturową koloidów metali były zróżnicowane i zależne od konkretnej dzianiny i konkretnego natryskiwanego metalu. Także parametry zawiesiny koloidalnej metali zależały od konkretnej kombinacji metalu i tkaniny.

Wykonana praca naukowo-badawcza, polegająca na analizie możliwości i przeprowadzeniu metalizacji wytypowanych próbek z nośników dzianinowych oraz zgromadzone bogate wyniki tych prac, pozwalają na propozycję wdrożenia autorskiej metody metalizacji, w przypadku skuteczności maskowania metalizowanych nośników tekstylnych i sprowadzają się do następujących postulatów:

- Zastosowana autorska metoda metalizacji nośników tekstylnych wymaga zastrzeżenia w Urzędzie Patentowym RP i może ona być zoptymalizowana oraz zmechanizowana lub zautomatyzowana wraz ze sterowanym nakładaniem powłoki metalizacyjnej. Ten cel wymaga przeprowadzenia eksperymentów wieloczynnikowych i zaangażowania odpowiednich środków na wykonanie infrastruktury technologicznej i informatycznej procesu metalizacji.
- Optymalizacja, mechanizacja lub automatyzacja operacji metalizacji natryskowej materiałów tekstylnych jest wykonalna i najbardziej uzasadniona dla pojedynczego nośnika tekstylnego i wybranego metalu, najlepiej sprawdzającego się w zadaniach maskowania. Zwiększanie ilości materiałów tekstylnych i metali,

powoduje zwiększenie kombinacji operacyjnych, co może znacznie utrudnić wdrożenie i seryjną produkcję, choć jej nie dyskwalifikuje.
- Autorska technologia metalizacji może być wdrożona do praktyki przemysłowej po przeprowadzeniu procedury formalno-prawnej i może być wprowadzona do produkcji, jako modernizacja istniejących w zakładach urządzeń technologicznych, mogących być przeznaczonych do tego celu lub jako inwestycja w nową technologię wraz z zakupem niezbędnego wyposażenia.

Celem wykonanej pracy technologiczno-badawczej był wybór skutecznej metody metalizacji wytypowanych nośników tekstylnych w wyniku przeprowadzonej analizy i nałożenie na te nośniki powłok z kilku rodzajów metali o określonej grubości i przyczepności tych powłok, i cel ten – w opinii autorów pracy – został osiągnięty.

LITERATURA

1. Dobrzański L.A., 2006, Materiały inżynierskie i projektowanie materiałowe. Podstawy nauki o materiałach i metaloznawstwo, WNT, wydanie II zmienione i uzupełnione, Warszawa.
2. Dziębiński J., Adamiec P., 1998, Napawanie i natryskiwanie, wczoraj i dziś, Przegląd Spawalnictwa, nr 3, s. 6–8.
3. German R.M., 2005, Powder metallurgy and particulate materials processing: the processes, materials, products, properties and applications, Publisher: Metal Powder Industry Federation, Princeton, New Jersey 08540-6692 USA, pp. 20–56.
4. Jósko M., 2002, Metodologiczne aspekty oceny przyczepności powłok regeneracyjnych metodą ultradźwiękową, Wydawnictwo Politechniki Poznańskiej, Poznań.
5. Weroński A., Gordyński L., 1996, Nakładanie powłok metodą plazmową na części samochodowe, Przegląd Spawalnictwa, nr 1–2, s. 14–15.
6. Strona Grupy Kapitałowej Lubawa, 2020 [specyfikacja ofertowa i opisy produktów] https://wwwlubawagroup.com/pl/ (dostęp 13.06.2020).
7. Strona Przedsiębiorstwa Miranda Sp. z o.o., 2020 [dane ofertowe i opisy własnych produktów] https://miranda.pl/oferta/miranda-military (dostęp 13.06.2020).

ACKNOWLEDGEMENTS

Niniejsza praca jest wynikiem realizacji pracy naukowo-badawczej 05/51/PRJG/3578: Analiza procesu metalizacji wytypowanych nośników tekstylnych dla kilku rodzajów metali, realizowanej w ramach projektu POIR.01. 02. 00-00-061/16: Opracowanie nowoczesnego systemu maskowania zabezpieczającego przed wykryciem wielozakresowym, szczególnie najnowszymi czujnikami kamer hiperspektralnych, przy wykorzystaniu innowacyjnych technologii, w ramach Działania 1.2 Programu Operacyjnego Inteligentny Rozwój 2014-2020 –

SWIRTex. Autorzy szczególnie dziękują Panu Piotrowi Przybylakowi za nieocenioną pomoc techniczną podczas realizacji pracy.

METALLIZATION OF KNITTINGS INTENDED FOR MULTI-RANGE MILITARY CAMOUFLAGE

This work presents the overall implementation of the technological process of applying metal coatings to knitted type textile carriers used for multi-range military camouflage. Some possible metallization methods were analyzed, indicating their limitations in relation to textile materials selected for metallization. For metallization, the author's method of applying metal coatings was used, based on low-temperature spraying of selected colloidal metal suspensions and metal composites. The technological stand dedicated to the author's metallization process was completed and metallization of entrusted textile materials was carried out. A set of samples was obtained from selected knitted fabrics, metallized on one side and on both sides according to the established requirements concerning the thickness and types of metals.

Keywords: knittwear, metal coatings, military camouflage

Marcin KICIŃSKI*
Edyta JANEBA-BARTOSZEWICZ **
Rafał ZADENCKI***

NIESPRAWNOŚCI INSTALACJI PALIWOWEJ I HYDRAZYNY SAMOLOTÓW F-16 BLOCK 52+ – ANALIZA ILOŚCIOWA

W artykule opisano zagadaniena związane z niesprawnościami samolotów wielozadaniowych F-16 „Jastrząb", które stacjonują w jednej z dwóch baz lotniczych Sił Powietrznych Rzeczypospolitej Polskiej (SPRP). Autorzy skupili się na niesprawnościach zarejestrowanych we flocie 32 statków powietrznych w przedziale czasowym od stycznia 2016 r. do grudnia 2017 r., skupiając się na tych, które dotyczyły instalacji paliwowej oraz hydrazyny.

Słowa kluczowe: hydrazyna, uszkodzenia, samoloty F-16 Fighting Falcon

1. WPROWADZENIE

W transporcie lotniczym szczególną uwagę poświęca się kwestii bezpieczeństwa. Do najistotniejszych czynników wpływajacych na bezpieczeństwo ruchu lotniczego zalicza się między innymi wyszkolenie personelu obsługującego statki powietrzne [Janeba-Bartoszewicz i Kiciński 2017, Janeba-Bartoszewicz, Kiciński i Rojewski 2017]. W tym miejscu należy podkreślić, że nie ma znaczenia, czy obsługa dotyczy środków transpotu cywilnego, czy też wojskowego. Dysponowanie odpowiednią liczbą sprawnych statków powietrznych decyduje o efektywności funkcjonowania organizacji wykorzystujących je do realizacji określonych zadań [Żak i Kowalski

* Politechnika Poznańska, Wydział Inżynierii Lądowej i Transportu, Instytut Transportu, Zakład Systemów Transportowych.
** Politechnika Poznańska, Wydział Inżynierii Lądowej i Transportu, Instytut Maszyn Roboczych i Pojazdów Samochodowych, Zakład Maszyn Spożywczych i Transportu Żywności.
*** Inspektorat Sił Powietrznych Dowództwa Generalnego Rodzajów Sił Zbrojnych.

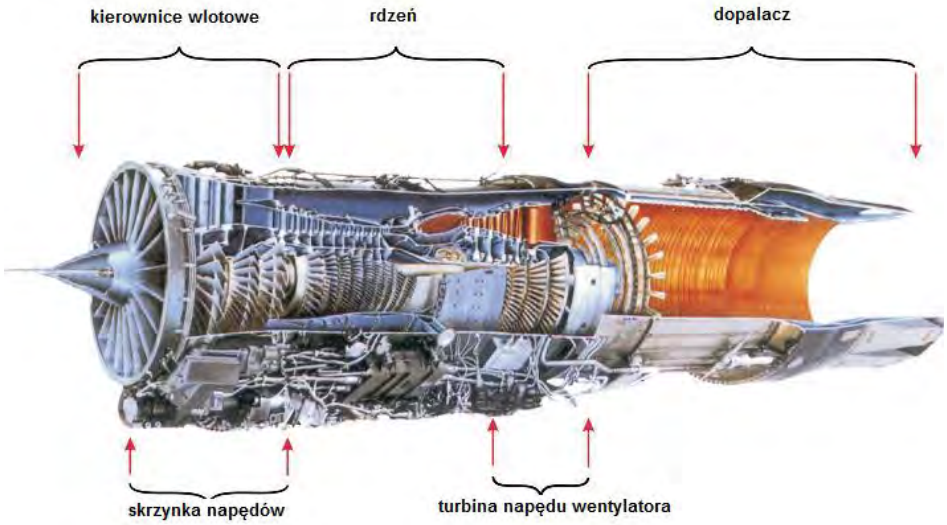
2017]. Z punktu widzenia obronności kraju szczególne znaczenie ma wskaźnik zdolności do wykonywania misji (ang. mission capable – MC), tj. odsetek samolotów zdolnych do wykonywania podstawowych zadań. Przedstawione w literaturze rozważania [Oliver i in. 2001] w obszarze niezawodności samolotów F-16 Fighting Falcon są szczególnie interesujące z uwagi na użytkowanie ich od 2006 r. w Siłach Powietrznych Rzeczypospolitej Polskiej. Od momentu jego seryjnej produkcji, tj. od 1979 r. samolot ten jest cały czas modernizowany. Pod koniec XX w. wskazywano, że USA zainwestowało miliardy dolarów na zwiekszenie możliwości silników oraz ulepszenia strukturalne, które pozwalałby na osiągnięcie pierwotnej oczekiwanej długości życia płatowca wówczas na poziomie 8000 ekwiwaletnych godzin lotu (ang. equivalent flight hours – EFH). Obecnie, zgodnie z założeniami programu SLEP (ang. Service Life Extension Program) mowa jest o modyfikacjach pozwalających na uzysaknie wskaźnika EFH na poziomie 13 856 godzin [Trevithick 2017].

Polskie doświadczenia z niesprawnościami samolotów F-16 początkowo związane były z nabywaniem umiejętności zarówno przez pilotów, jak i personel obsługi naziemnej. Piloci w wielu przypadkach woleli przerwać lot, wykonać awaryjne lądowanie w celu ustalenia przyczyny i nie narażać samolotu na zagrożenie. Pod koniec 2007 r. spośród 27 polskich „Jastrzębi" jedynie 3 płatowce nie latały z uwagi na oczekiwanie na części zamienne [Compa i Załęski 2014]. Po ponad 10 latach sytuacja nie uległa zmianie. Stąd dla zwiększenia liczebności zdatnej do lotów floty stosuje się tzw. „kaanibalizmy". W przypadku samolotów F-16 w latach 2016–2017 dotyczyły one m.in. [Zadencki 2020]: falowodów, bloków kontroli zasilania, nadajników temperatury i ciśnień, zespołu zaworów przeciwoblodzeniowych silnika, bloków systemu GPS, osłon anten. Oprócz ww. wśród zarejestrowanych niesprawności znalazły się te, które zaliczono do tzw. specjalności – instalacja paliwowa i hydrazyny (ang. fuel and hydrazine – F/H), które opisano i scharakteryzowano w dalszej części artykułu.

2. SILNIK I PALIWA STOSOWANE W SAMOLOTACH F-16 FIGHTING FALCON W SPRP

W samolocie F-16 Fighting Falcon wykorzystywane są 2 rodzaje paliw. Pierwsze z nich o oznaczeniu F-34 stosowane jest jako paliwo podstawowe. Jest ono złożoną mieszaniną węglowodorów o liczbie atomów węgla głównie w zakresie od C9 do C16. Produkowane jest ono z komponentów uzyskiwanych w określonym reżimie technologicznym w procesach destylacji, hydro-odsiarczania i hydrokrakingu. Jakość paliwa spełnia rygorystyczne wymagania Normy Obronnej NO-91-A258-2:2011. F-34 zawiera dodatki antyelektrostatyczne, antyutleniające i antykorozyjno-smarnościowe. Oprócz tego, co jest istotne dla bezpieczeństwa wykonywania operacji lotniczych, przed samym użyciem dodawany jest środek zapobiegający krystalizacji wody w paliwie [Satkowski 2019]. Jak wspomniano wcześniej, F-34 jest paliwem pod-

stawowym. Stosowane jest do zasilania napędu modułowego silnika Pratt & Whitney F100-PW-229 – rys. 1 (F-16 Block 52+) osiągającego ciąg 79,13 kN, a z dopalaniem 128,91 kN. Jest to silnik dwuprzepływowy z dyszą regulowaną hydraulicznie. Posiada dwie wykonane z tytanu sprężarki: trzystopniową niskiego ciśnienia i dziesięciostopniową wysokiego ciśnienia. Komora spalania jest pierścieniowa, turbiny natomiast dwustopniowe. Dzięki zastosowaniu nowych sprężarek i wentylatorów spręż silnika osiągnął poziom 31. To rozwiązanie oraz podniesienie temperatury przed turbiną o dodatkowe 100°C, pozwoliło na zwiększenie jego ciągu [Kozakiewicz 2007]. Silnik ten cechuje modułowa budowa oraz zaawansowany system diagnostyczny. Takie połączenie powoduje, że silnik F100-PW-229 może być eksploatowany w oparciu o jego bieżący stan techniczny. W takim przypadku producent określa sposób i warunki eksploatacji wraz ze sposobem postępowania po upływie poszczególnych okresów eksploatacji. Czynnikiem decydującym o eksploatacji silnika w tym systemie jest jego resurs wyznaczany przez producenta na podstawie trwałości poszczególnych modułów silnika.

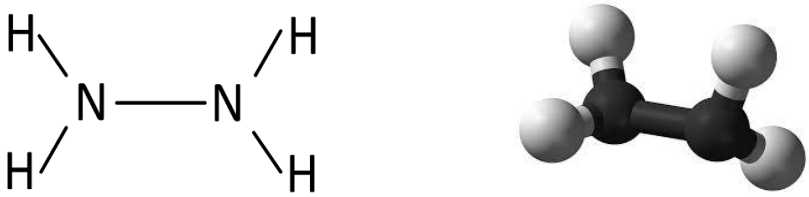


Rys. 1. Przekrój silnika Pratt & Whitney F100-PW-229 [Lockheed Martin]

Drugie z paliw – hydrazyna (diamina, dwuamina, z ang. hydrazine) należy do azotowców, czyli związków pierwiastków z wodorem. Zgodnie z rys. 2 jest związkiem chemicznym zbudowanym z dwóch połączonych ze sobą wiązaniem N-N grup aminowych – wzór chemiczny N_2H_4 [O'Neil, Smith i Heckelman 2013]. Hydrazyna jest bezbarwną oraz oleistą cieczą, o zapachu podobnym do amoniaku – NH_3 (charakterystyczny dla alkilowych pochodnych hydrazyny). Będąca w czystej postaci pali się płomieniem fioletowym lub niebieskim. Dobrze miesza się z wodą (tworząc hydrat $N_2H_4 \cdot H_2O$) i alkoholami (np. etylowym czy metylowym). W rekcjach

z kwasami tworzy sole, co oznacza, że zachowuje się jak słaba zasada ($K1=3x10^{-6}$) [Ciołek i Demel 2008].

a) b)



Rys. 2. Cząsteczka hydrazyny: a) wzór, b) model przestrzenny [Janeba-Bartoszewicz i Kiciński 2017]

Należy podkreślić, że hydrazyna w porównaniu z paliwem F-34 jest substancją zakwalifikowaną przez Instyut Medycyny Pracy do substancji o działaniu rakotwórczym lub mutogennym [Janeba-Bartoszewicz i Kiciński 2017]. Wg obowiązujących w Polsce przepisów do lipca 2018 w przypadku hydrazyny najwyższe dopuszczalne stężenie (NDS) wynosiło 0,05 mg/m^3, a chwilowe (NDSCh) 0,1 mg/m^3. Obecnie jest to odpowiednio NDS – 0,013 mg/m^3 i NDSCh 0,039 mg/m^3. Mając na uwadze tendencję obniżania dopuszczalnych stężeń, z którymi może mieć styczność człowiek szczególną uwagę należy zwrócić na niesprawności zaliczanych do specjalności – – instalacja paliwowa i hydrazyny.

Hydrazyna wykorzystywana jest jako paliwo tzw. bloku zasilania awaryjnego (ang. Emergency Power Unit – EPU) [Christensen 1979], który wchodzi w skład układu zasilania awaryjnego – EPS (ang. Emergency Power System). Zadaniem EPS jego jest przywrócenie w bardzo krótkim czasie podstawowych funkcji statku powietrznego umożliwiających mu kontynuację lotu oraz bezpieczne lądowanie [Janeba-Bartoszewicz i Kiciński 2017].

System EPU w sytuacji nagłej objawiającej się:

− spadkiem ciśnienia w instalacji hydraulicznej (poniżej 68 kG/cm^2, czyli ok. 6,67 MPa lub ok. 1000 psi) lub/oraz

− zanikiem zasilania w energię elektryczną (uszkodzenie genera-tora głównego i czuwającego) lub/oraz

− wyłączeniem się silnika w czasie lotu

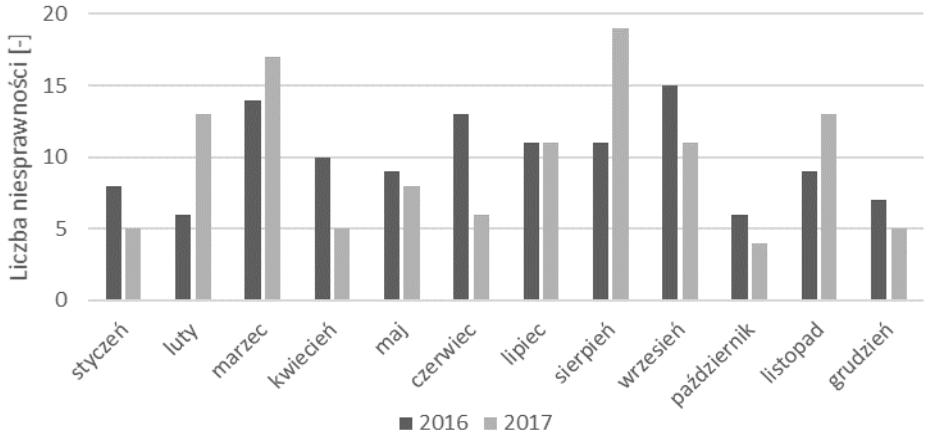
umożliwa przepływ sprężonego pod ciśnieniem 3000 psi azotu, który z kolei powoduje wypychanie hydrazyny ze zbiornika do komory dekompozycji EPU. Hydrazyna wskutek zachodzącej reakcji z tlenkami żelaza napylonymi na wewnętrznych ściankach komory ulega rozkładowi i przechodzi z postaci ciekłej w gazową. Reakcji tej towarzyszy wydzielanie się bardzo dużej ilości energii cieplnej. Wydzielone gazy kierowane są na turbinę gazową, której prędkość obrotowa w ciągu zaledwie 1–2 s może sięgnąć 75 tys. obr./min. Czas pracy EPU zasilanego wyłącznie hydrazyną wynosi 10 minut, przy normalnym obciążeniu. Podczas spalania hydrazyny temperatura gazów wylotowych może osiągnąć 920°C (1600 F) [Zadencki 2020].

3. PORÓWNAWCZA ANALIZA ILOŚCIOWA NIESPRAWNOŚCI

W analizowanych latach (tj. 2016 i 2017 r.) odnotowano łącznie 236 niesprawności instalacji paliwowej i hydrazyny, co stanowiło łącznie niecałe 8,2% wszystkich niesprawności floty 32 samolotów F-16 jednej z dwóch baz lotnictwa taktycznego, przy czym w poszczególnych latach ich liczba była zbliżona.

Jak można zauważyć na rys. 3, ich liczba miesięczna wahała się od 4 (październik 2017) do 19 (marzec i sierpień 2017). Średnio w miesiącu wyniosło:

- w 2016 r. 9,9 z odchyleniem standardowym 2,9;
- w 2017 r. 9,8 z odchyleniem standardowym 4,8.



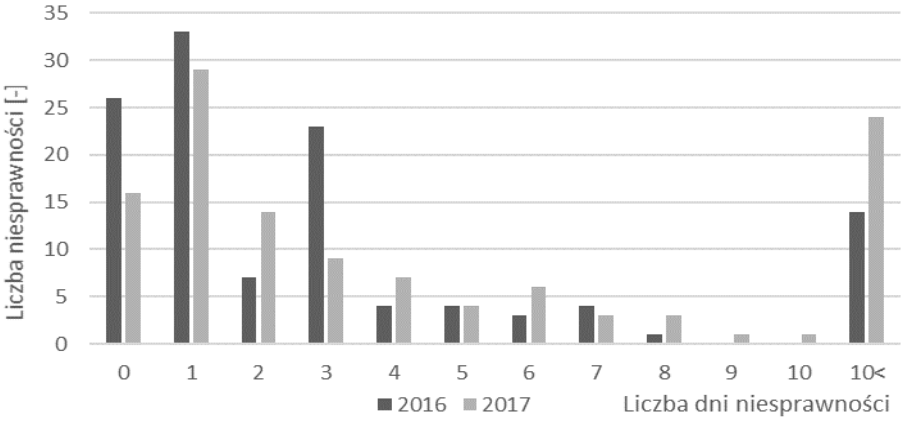
Rys. 3. Wykres liczby niesprawności specjalności F/N w poszczególnych miesiącach 2016 i 2017 r.

Wszystkie, z zarejestrowanych niesprawności, zaliczono do kategorii to jest Red X, co związane było z tym, iż statek powietrzny jest niezdatny do lotów, a jego użytkowanie zagraża bezpieczeństwu.

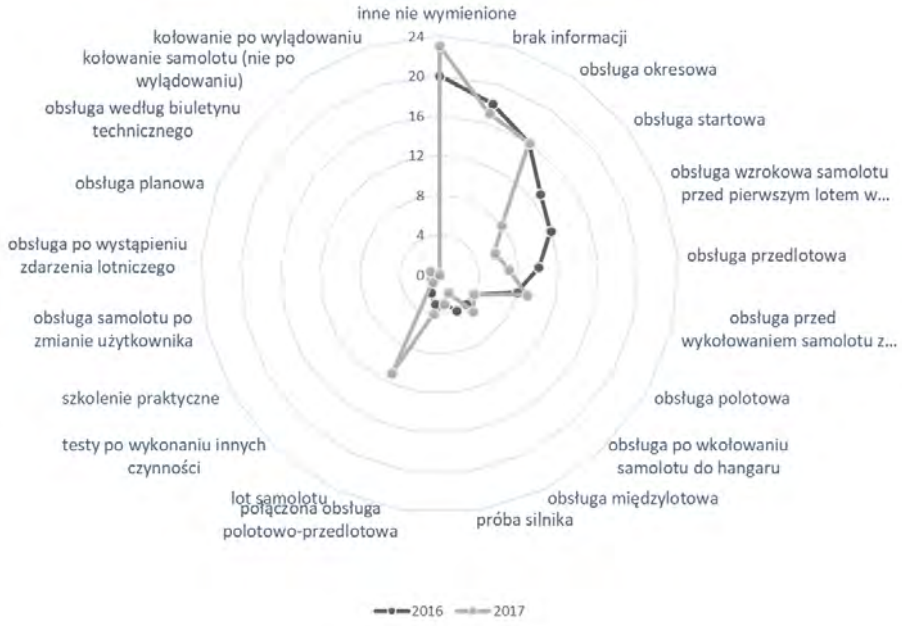
Porównując niesprawności pod względem czsu, jaki upłynął pomiędzy datą zgłoszenia a datą końca zakłócenia, można zaobserwować spore różnice pomiędzy 2016 i 2017 r. Otóż jak przedstawiono na rys. 4, w 2017 r. znacznie więcej występowało niesprawności, których liczba dni od zgłoszenia wynosiła więcej niż 10, przy jednoczesnej mniejszej liczbie niesprawności „krótkotrwałych" o liczbie dni nie przekraczających 1. Przekłada się to na wartości średnie, które wynoszą odpowiednio: dla 2016 r. 6,2 dnia, a dla 2017 r. 10,9 dnia.

Z kolei jeśli chodzi o okoliczności wykrycia niesprawności instalacji paliwowej i hydrazyny, to pomijając te, co do których jest brak informacji, to zdecydowana większość wykryta została podczas prac obsługowych (rys. 5). Nie mniej zdarzały się jednak takie, które zostały zauważone podczas lotu samolotu. W tym miejscu

należy zaznaczyć, że w 2017 r. liczba zarejestrowanych niesprawności podczas lotu wzrosła ponad 5-krotnie (z 2 w 2016 r. do 11 w 2017 r.).



Rys. 4. Wykres liczby niesprawności specjalności F/N z podziałem na dni jakie upłynęły pomiędzy datą zgłoszenia, a końca zakłócenia dla 2016 i 2017 r.



Rys. 5. Wykres kołowy liczby niesprawności specjalności F/N z podziałem na okoliczności ich wykrycia dla 2016 i 2017 r.

Biorąc pod uwagę kwalifikacje zdarzeń lotniczych na podstawie Instrukcji Bezpieczeństwa Lotów [Inspektorat MON… 2015], w której uwzględnia się tzw. model bezpieczeństwa 5M (MEDIA, MACHINE, MAN, MANAGEMENT, MISSON), to zdecydowana większość zdarzeń została zakwalifikowana do grupy MACHINE (oznaczenie T dotyczą statków powietrznych oraz personelu sił inżynieryjnych lotnictwa).

3. PODSUMOWANIE

Przedstawiona w niniejszym artykule analiza liczebności niesprawności samolotów wielozadaniowych F-16 związane z instalacją paliwową i hydryzyny (F/H) pozwala na wyciągnięcie następujących wniosków ogólnych:

- liczba niesprawności o oznaczeniu F/H nie przekracza 10% całkowitej liczby niesprawności floty płatowców,
- miesięczna liczba niesprawności jest zróżnicowana; częściowo mniejsze wartości wynikają z mniejszej liczby wykonywanych misji (np. w grudniu i styczniu),
- większość niesprawności F/H wykrywana jest podczas obsługi naziemniej, co można wiązać ze stosowaniem prawidłowych procedur, jak również wysoką poziomem wyszkolenia służb odpowiedzialnych za stan techniczny statków powietrznych.

Należy zaznaczyć, że przeprowadzona analiza ilościowa może stanowić podstawę oceny poziomu akceptowanego ryzyka zagrożeń odnoszącej się do prac, przy których człowiek może mieć styczność z hydrazyną.

LITERATURA

1. Christensen W.D.,1979, Hydrazine as a Monopropellant for the F-16 Emergency Power Unit, The Second Conference of the Environmental Chemistry of Hydrazine Fuels (15 February 1979).
2. Ciołek Z.J., Demel S., 2008, Hydrazyna – procedury jej przechowywa-nia, wykonywania obsług na samolotach F-16 oraz zasady postepowania w sytuacjach awaryjnych, Przegląd Sił Powietrznych, nr 11, s. 42-71.
3. Compa T., Załęski K., 2014, Wybrane procedury bezpieczeństwa eksploatacji samolotu wielozadaniowego F-16, Logistyka [CD], nr 4, s. 500-509.
4. Inspektorat MON ds. bezpieczeństwa lotów, 2015, Instrukcja bezpieczeństwa lotów Lotnictwa Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej, Poznań
5. Janeba-Bartoszewicz E., Kiciński M., 2017, Potencjalne zagrożenie stosowania hydrazyny w systemie awaryjnego zasilania samolotów F-16, Logistyka [CD], nr 6, s. 230-235.
6. Janeba-Bartoszewicz E., Kiciński M., Rojewski A., 2017, Risk of hydrazine usage at civil airports. Journal of Mechanical and Transport Engineering, vol. 69, no. 2, s. 13-22.

7. Kozakiewicz A., 2007, Analiza zespołu napędowego samolotu F – 16C, Antiaircraft and air defence systems, OBRSM, Olszanica.
8. O'Neil N.J., Smith A., Heckelman P. E. (eds.), 2013, The Merck Index: An Encyclopedia of Chemicals, Drugs, and Biologicals, Royal Society of Chemistry, Cambridge.
9. Oliver S.A, Johnson A.W., White III D.E., Arostegui M.A., 2001, Forecasting readiness: Regression Analysis Techniques, Air Force Journal of Logistics XXV, No. 3, s. 29-39.
10. Satkowski W., 2019, Gospodarka materiałami niebezpiecznymi w bazach lotnictwa wojskowego w zmiennych warunkach działania, rozprawa doktorska, Politechnika Poznańska.
11. Trevithick J., 2017, USAF and USN Both Come To Terms With Long 4th Generation Fighter Futures. Upgrade programs and new purchases will keep the Super Hornet and Viper fleets mission ready at least into the 2040s and possibly well beyond, www.thedrive.com (dostęp 20.06.2020).
12. Zadencki R., 2020, Analiza uszkodzeń samolotów wielozadaniowych F-16 Block52+ podczas ich eksploatacji, rozprawa doktorska, Politechnika Poznańska.
13. Żak J., Kowalski M., 2017, System obsługi technicznej statków powietrznych w WSOSP, Zeszyty Naukowe Politechniki Warszawskiej, Transport, z. 118, s. 403--412.

INSTALLATION AND HYDRAININE F-16 BLOCK 52+ AIRCRAFT – – QUANTITATIVE ANALYSIS

Abstract

The article describes the problem associated with the incorrect operation of F-16 Fighting Falcon multi-purpose aircraft, which are used in one of the Polish Air Force bases (SPRP). The authors analyzed defects registered in a fleet of 32 aircraft in the period from January 2016 to December 2017, focusing on those related to the fuel and hydraulic installation.

Keywords: hydrazine, malfunctions, airplane F-16 Fighting Falcon

Zbyszko KLOCKIEWICZ*
Grzegorz ŚLASKI*

ANALIZA MOŻLIWOŚCI ZWIĘKSZENIA PRĘDKOŚCI JAZDY PO NAWIERZCHNIACH GORSZEJ JAKOŚCI PRZY ZASTOSOWANIU ZMIENNYCH PARAMETRÓW SZTYWNOŚCI I TŁUMIENIA ZAWIESZENIA

Celem badań przedstawionych w niniejszym artykule była analiza możliwości zwiększenia prędkości jazdy limitowanej dynamiką pionową zawieszeń poprzez adaptacyjną modyfikację parametrów zawieszeń realizowaną w procesie eksploatacji. Zastosowana metodyka badań to badania symulacyjne z wykorzystaniem nieliniowego modelu zawieszenia ćwiartki pojazdu oraz wyliczanych na jego podstawie wskaźników pracy zawieszenia w zakresie kryteriów bezpieczeństwa jazdy, komfortu i ograniczeń konstrukcyjnych.

Uzyskane rezultaty to ocena jakościowa i ilościowa wpływu zastosowania zmiennych adaptacyjnie parametrów sztywności i tłumienia dostosowujących je do aktualnego obciążenia eksploatacyjnego pojazdu dla nawierzchni o gorszej jakości. Wykazano, że w określonych przypadkach możliwe jest zwiększenie prędkości jazdy o 5 do 10 km/h, a w szczególnych przypadkach nawet usunięcie ograniczenia prędkości dynamiką pionową w zakresie badanego zakresu prędkości..

Słowa kluczowe: prędkość, nawierzchnia, sztywność zawieszenia, tłumienie zawieszenia

1. WPROWADZENIE

Ograniczenia w zakresie prędkości jazdy pojazdów kojarzą się w pierwszej chwili głównie z osiągami pojazdu będącymi pochodną parametrów jego układu napędowego - przede wszystkim mocy silnika. Rozpoznawalnym parametrem jest także masa pojazdu oraz opory ruchu związane z ukształtowaniem terenu oraz parametrami opisującymi własności aerodynamiczne samochodu.

* Wydział Inżynierii Lądowej i Transportu, Politechnika Poznańska.

W przypadku jazdy po drogach gorszej jakości istotne ograniczenia mogą wynikać ze skutków drgań zarówno nadwozia, jak i kół. Drgania te wynikają z jednej strony z wymuszeń kinematycznych związanych z profilem nierówności dróg oraz prędkością jazdy oraz z jakości pracy zawieszenia samochodu rozpatrywanej w takich kryteriach jako komfort jazdy, bezpieczeństwo czy też konstrukcyjnie ograniczony zakres ugięć zawieszenia.

1.1. Opis nierówności dróg i klasy jakości

Nierówności dróg mają zasadniczo charakter losowy i opis ich jest oparty o opis ich gęstości widmowych mocy nierówności. Norma ISO 8606 z 1995 r. dzieli drogi na 8 klas oznaczonych literami od A do H. W pracy [Genta i Morello 2009] zamieszczono tabelę podającą klasyfikację dróg według tej normy. Rzeczywiste drogi charakteryzują się nierównościami, które nie odzwierciedlają idealnie tego przybliżonego opisu, ale pozwalają na ogół zakwalifikować się do określonych klas.

W sposób przybliżony określić można, że drogi klasy A to drogi takie jak dobrej jakości np. autostrady i drogi ekspresowe, drogi klasy B to dobrej jakości drogi śród- i międzymiejskie, drogi klasy C odpowiadają standardowym drogom niższej jakości miejskim i pozamiejskim. Klasa D odpowiada drogom lokalnym złej jakości i brukowanym ulicom [Múčka 2017]. Porównania profili nierówności tych dróg dokonać można także analizując zakres zmienności wysokości profili generowanych na podstawie przyjętych granic klas tych dróg. Dla profili wygenerowanych dla odcinka 100 m zakres zmian wysokości generowanego profilu dla poszczególnych klas ma następujące wartości: A – 0.022 m, B – 0.026 m, C – 0.087 m, D – 0.157 m [Klockiewicz, Ślaski i Spadło 2019].

1.2. Zmienność parametrów pojazdu

Zróżnicowanie jakości dróg oraz prędkości jazdy po nich jest jednym z głównych czynników różnicujących warunki pracy zawieszenia pojazdu samochodowego. Drugim czynnikiem jest zmienna wartość podstawowego parametru struktury zawieszenia jakim jest masa resorowana samochodu. Ma to szczególnie duże znaczenie w przypadku samochodów użytkowych - samochodów dostawczych, ciężarowych czy też autobusów lub nawet osobowych typu np. kombi. Przykładowo dla pojazdu ciężarowego o masie własnej 6200 kg i ładowności 7800 kg zmiany masy resorowanej przypadającej na oś tylną zawierają się pomiędzy 1580 kg a 5150 kg – przyrost procentowy sięga ponad 210% – masa resorowana dla samochodu obciążonego dla jednej strony osi tylnej jest przeszło 3 razy większa niż dla pustego. W literaturze [Rotenberg 1974] spotkać można dla samochodów ciężarowych wartości zakresów zmienności dla osi

przedniej od 12 do 80%, a dla osi tylnej od 60 do prawie 400% masy samochodu nieobciążonego. Dla samochodu osobowego typu kombi wykorzystanego do przeprowadzenia badań zmieniała się z 280 kg do 395 na jedno koło osi tylnej dając przyrost aż o 70% masy dla samochodu pustego. Wg danych zamieszczonych w pracy [Mitschke 1989] masy resorowane przypadające na jedno koło dla osi przedniej zmieniały się przedziałach od 150 do 400 kg, a dla osi tylnej od 150 do 450. Przy czym zmiany procentowe przyrostu masy resorowanej przypadającej na koło dla przedniej osi zmieniały się od 20% do 80% masy początkowej. W przypadku osi tylnej od 50% do 115% masy początkowej.

1.3. Struktura i charakterystyki zawieszeń pojazdów

Tradycyjne zawieszenia stalowe stosowane w pojazdach odznaczają się prostotą konstrukcji oraz niską ceną. Mają jednak wady w zakresie funkcjonalnym, które są szczególnie istotne w przypadku dużej zmienności masy resorowanej. Wynika to ze stałej charakterystyki zarówno elementów sprężystych jak i tłumiących. Sztywność elementów sprężystych dobierana w celu uzyskania m.in. odpowiedniej częstotliwości drgań własnych masy resorowanej może być dobrana optymalnie tylko dla jednego przypadku wartości masy resorowanej. Gdy masa ta się zwiększa lub zmniejsza, sztywność zawieszenia powinna ulegać zmianie, pozwalając na zachowanie tej samej częstotliwości drgań własnych, jak i zakresu skoku zawieszenia. Pożądane jest także zachowanie tego samego poziomu obciążeń dynamicznych kół, co zapewniać będzie niezmieniony poziom bezpieczeństwa jazdy. W praktyce rozwiązanie takie próbuje się częściowo uzyskiwać, stosując elementy sprężyste o progresywnej charakterystyce, ale w praktyce w pełni rozwiązanie o stałej częstotliwości drgań własnych masy resorowanej uzyskać można tylko, stosując elementy sprężyste o zmiennej sztywności, jakimi są elementy pneumatyczne.

Pożądane jest także, aby wraz ze zmianą masy resorowanej oraz sztywności zmianie podlegało także tłumienie w zawieszeniu samochodu. Wynika to z faktu, że jego wpływ na pracę danego zawieszenia jest mocno zależny od masy M, której ruchy są tłumione oraz od sztywności zawieszenia kM, w którym pracuje dany amortyzator. Można to wyrazić współczynnikiem nazywanym bezwymiarowym współczynnikiem tłumienia zdefiniowanym [Milliken i Milliken 1995]:

$$\gamma = \frac{c_M}{2\sqrt{k_M(m+M)}} \tag{1}$$

Zastosowanie w pojeździe zawieszenia pneumatycznego o zmiennej sztywności wraz z amortyzatorami o regulowanej charakterystyce tłumienia stwarza możliwość adaptacji zawieszenia do zmiennych warunków eksploatacji w celu wykorzystywania w każdych warunkach zawieszenia o parametrach optymalnych ze względu na wybrane kryteria.

1.4. Koncepcja zwiększenia prędkości jazdy i cel badań

Na zdolność prowadzenia samochodu z wyższymi prędkościami wpływa z jednej strony zdolność zawieszenia do łagodzenia skutków wymuszeń kinematycznych, a z drugiej strony sama ich wartość. Oznacza to, że gdy zawieszenie będzie lepiej sobie radzić z tymi wymuszeniami, można będzie poddać je większym wymuszeniom kinematycznym. W praktyce oznacza to możliwość jazdy z większą prędkością po drogach o tym samym profilu nierówności.

Celem badań przedstawionych w niniejszym artykule była analiza możliwości podniesienia prędkości jazdy limitowanej dynamiką pionową zawieszeń poprzez adaptacyjną modyfikację parametrów zawieszeń realizowaną w procesie eksploatacji.

2. OPIS METODYKI BADAWCZEJ

2.1. Opis modelu

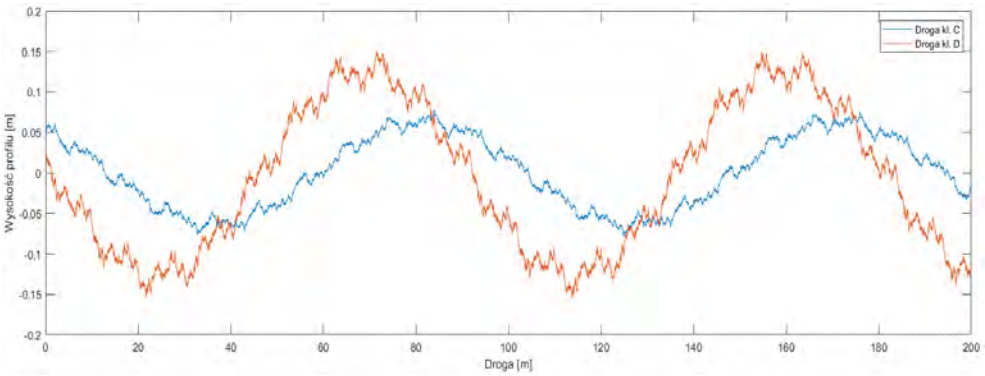
Model pojazdu: W badaniach zastosowano nieliniowy model ćwiartki samochodu. Elementem nieliniowym była sprężyna zawieszenia, której charakterystyka została wyznaczona doświadczalnie [Pikosz i Ślaski 2010]. Adaptacyjnym zmianom podlegały: sztywność opony, sztywność sprężyny oraz tłumienie zawieszenia. Badania przeprowadzano dla dwóch wartości masy resorowanej, odpowiadających w przybliżeniu masie pojazdu, w którym siedzi jedynie kierowca oraz takiego, którego obciążono pięcioma pasażerami z bagażem. Wartości masy podano na podstawie [Ślaski 2012] – jest to ten sam pojazd, charakterystykę sprężyny na podstawie badań opisanych w [Pikosz i Ślaski 2010]. Standardowy model ćwiartki pojazdu został rozbudowany o kilka modułów przybliżających jego zachowanie do rzeczywistego pojazdu. W podsystemie obliczającym zachowanie opony zastosowano bloki wykrywające oderwanie opony od nawierzchni. Jeżeli oderwanie zostanie wykryte, siła generowana przez oponę ustawiona zostaje na 0 N. W podsystemie obliczającym siły generowane w elementach zawieszenia zastosowano wykrywanie zblokowania amortyzatora – jego całkowitego wysunięcia lub wsunięcia.

Modelowanie wymuszenia: Wejście do modelu stanowiło wymuszenie kinematyczne podawane na blok obliczający siłę w oponie, na podstawie siły sprężystości wynikającej z jej ugięcia oraz siły tłumienia w oponie. Dokonano przejazdów po trzech nawierzchniach należących do klas C (drogi podmiejskie gorszej jakości), D oraz E (drogi polne i gruntowe) wg normy ISO 8608. Procedurę generowania sygnałów opracowano na podstawie [Múčka 2017].

Tabela 1

Parametry modelu ćwiartki samochodu używanego w badaniach

m [kg]	M [kg]	k_m [kN/m]	c_m [Ns/m]	k_M [N/m]	c_M [Ns/m]
35	280 (pusty) 395 (pełny)	175 (ciśn. wg zaleceń producenta) 154 (pusty, ciśn. adaptowane do masy) 211 (pełny, ciśn. adaptowane do masy)	130	zmienne – wg charakterystyki; charakterystyka adaptowana do masy	adaptowane do masy dla stałej wartości bezwymiarowego wsp. tłumienia



Rys. 1. Wykres zmian wysokości profili nierówności dróg klasy C i D wykorzystywanych w badaniach

Ponieważ model ćwiartki pojazdu wymaga podania nie samego profilu nawierzchni, a wymuszenia kinematycznego uwzględniającego filtrujące własności opony, po wczytaniu profile nawierzchni zostały poddane procedurze symulującej filtrujące działanie opony nazywanej filtracją stałym śladem [Lozia 1985]. Jest to przybliżona metoda, dająca jednak zadowalające wyniki dla warunków rozpatrywanych w badaniach. Długość stałego śladu opony obliczona została na podstawie masy pojazdu oraz sztywności opony, jak również na podstawie wymiarów geometrycznych koła badanego pojazdu. W ten sposób przygotowane profile zostały wczytane do modelu tablic zawierających wysokość w funkcji przebytej drogi. Podczas symulacji w każdym kroku czasowym (wynoszącym 0.001 s) obliczana była przebyta dotychczas droga, jeżeli dana wartość znajdowała się pomiędzy punktami opisanymi w tabeli, wysokość profilu w tym konkretnym punkcie była interpolowana liniowo.

2.2. Opis eksperymentu

W badaniach symulacyjnych porównywano osiągane poziomy wskaźników definiujących spełnienie wymagań dot. bezpieczeństwa, komfortu jazdy i założonych w projekcie zakresów pracy zawieszenia. Do określenia poziomu bezpieczeństwa użyto wskaźnika zwanego DLC – Dynamic Load Coefficient [Múčka 2017]. Wskaźnik DLC definiowany jest jako stosunek wartości średniokwadratowej sumarycznej siły na styku opony z nawierzchnią do wartości siły nacisku statycznego opony na nawierzchnię.

$$DLC = \frac{RMS\left(F_{dyn}\right)}{F_{stat}}$$

Eksperymenty przeprowadzono dla kilku różnych wariantów parametrów modelu. Zmieniane wielkości to: klasa drogi, prędkość jazdy, masa resorowana, sztywność opony, mnożnik charakterystyki sprężyny (zwiększenie jej sztywności), współczynnik tłumienia amortyzatora.

Tabela 2

Plan eksperymentu - parametry pojazdu

wersja	opis typu zawieszenia	M [kg]	km [kN/m]	mnożnik char. sprężyny	częstotliwość drgań własnych nadwozia f	cM [Ns/m]
1	pasywne, 1 osoba	280	175	1	1,4	1500
2	pasywne, pełne obciążenie	395	175	1	1,18	1500
3	pasywne, 1 os., adaptacyjna sztywność opony	280	154	1	1,4	1500
4	pasywne, pełne obc., adaptacyjna sztywność opony	395	211	1	1,18	1500
5	adaptacyjne f=1,4 Hz, 1 osoba	280	154	1	1,4	1500
6	adaptacyjne f=1,4 Hz, pełne obc.	395	211	1,437	1,4	2135
7	adaptacyjne f=1 Hz, 1 osoba	280	154	0,510	1,0	1071
8	adaptacyjne f=1 Hz, pełne obc.	395	211	0,718	1,0	1500
9	adaptacyjne f=2 Hz, 1 osoba	280	154	2,039	2,0	2141
10	adaptacyjne f=2 Hz, pełne obc.	395	211	2,897	2,0	3031

Tabela 3

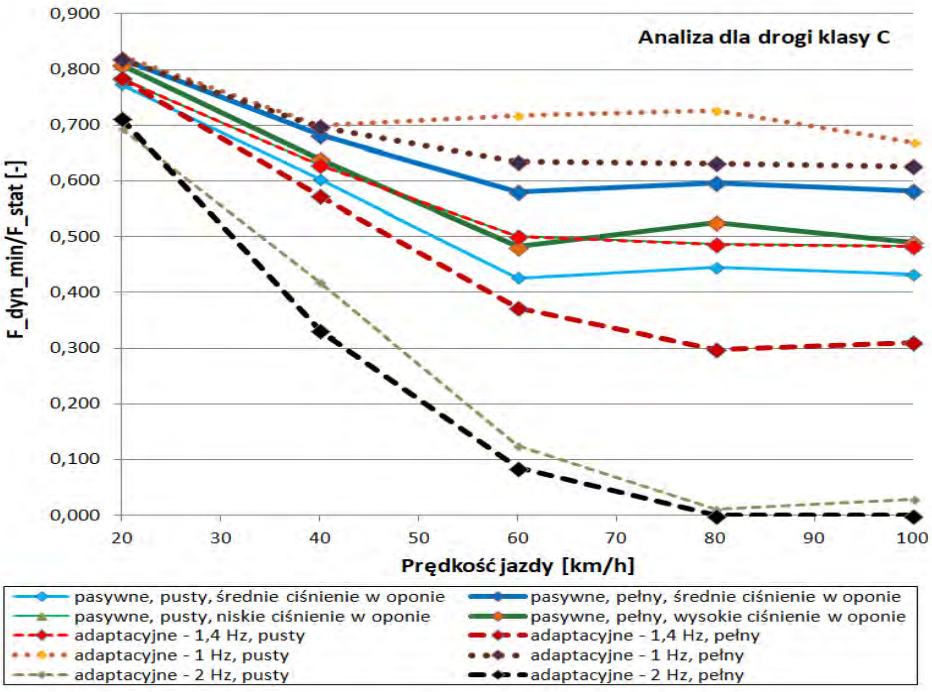
Plan eksperymentu - prędkości pojazdu w zależności od klasy drogi

klasa drogi →	C	D
prędkości	20	20
	40	30
	60	40
	80	50
	100	60

3. ANALIZA WYNIKÓW

Dla przedstawionych wariantów parametrów zawieszenia, dwóch klas dróg C i D oraz dla przyjętych prędkości jazdy odpowiednio od 20 do 100 oraz od 20 do 60 km wykonano symulację i dokonano obliczenia wskaźników opisujących kryteria oceny zawieszenia. Następnie dane te zebrano w formie zbiorczych zależności ilustrujących wpływ doboru parametrów zawieszenia oraz prędkości jazdy na wartości analizowanych wskaźników w zakresie kryteriów bezpieczeństwa, zakresu ugięć i przyspieszeń nadwozia.

3.1. Analiza obciążeń dynamicznych kół



Rys. 2. Analiza zmienności stosunku minimalnych wartość znormalizowanego obciążenia dynamicznego w funkcji prędkości jazdy po drodze o nawierzchni klasy C dla badanych wariantów zawieszenia

Dla drogi klasy C przebadano wpływ dobranych parametrów zawieszenia dla prędkości jazdy od 20 do 100 km/h co 20 km/h. Zawieszenie wyjściowe pasywne

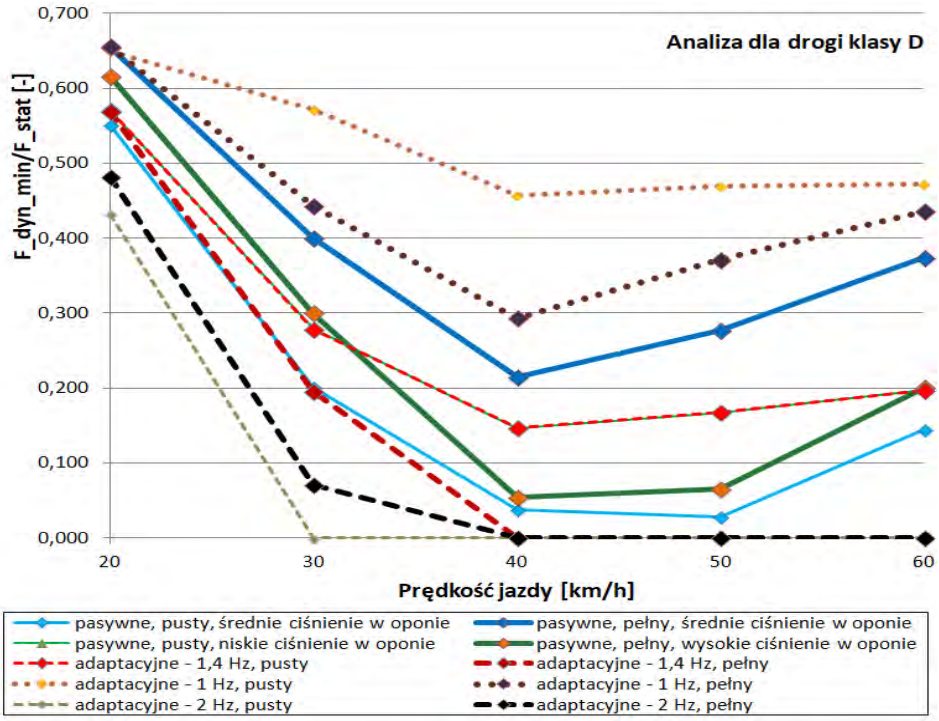
(pasywne pusty i pełny ze średnią wartością ciśnienia w oponie oraz stałej sztywności zawieszenia i współczynnika tłumienia) charakteryzuje się dużym wpływem zmiany wartości masy resorowanej na charakterystyki funkcji przenoszenia i uzyskiwane w efekcie wartości znormalizowanych minimalnych sił nacisku kół na nawierzchnię drogi – rys. 2.

Korzystniejszymi wartościami minimalnych wartości sił nacisku charakteryzuje się pojazd w pełni obciążony - minimalne wartości znormalizowanego nacisku pionowego nie spadają poniżej 0,58. W przypadku tego samego pojazdu nieobciążonego wartości minimalne znormalizowanego nacisku pionowego spadają dla wyższych prędkości do poziomu 0,42. Wartości te mogą być trochę korzystniejsze, gdy zastosuje się zmniejszenie ciśnienia powietrza w oponie dla pustego pojazdu - wtedy minimalne naciski osiągają wartość ok. 0,48. Zastosowanie zawieszenia o częstotliwości drgań własnych masy nieresorowanej równej 2 Hz ogranicza znacząco prędkość jazdy po nierównej nawierzchni - w przypadku klasy C całkowita utrata kontaktu z podłożem następuje przy 80 km/h a w przypadku klasy D już przy 40 km/h dla pojazdu pełnego a 30 km/h dla pojazdu pustego.

Najbardziej korzystnym spośród badanych rozwiązaniem jest zastosowanie zawieszenia o obniżonej sztywności dającej w efekcie częstotliwość drgań własnych równą 1 Hz zarówno dla pojazdu pustego jak i obciążonego. W tym wariancie minimalne znormalizowane siły nacisku pionowego kół dla jazdy po nawierzchni klasy C nie spadają poniżej 0,63 wartości nacisku statycznego – rys. 2, a w przypadku jazdy po nawierzchni klasy D poniżej 0,3 (rys. 3) w przypadku pojazdu pełnego, a pustego nawet nie mniej niż 0,45 podczas gdy zawieszenie standardowe odnotowuje spadki do poziomu zaledwie 0,05 wartości nacisku statycznego w przypadku pojazdu pustego.

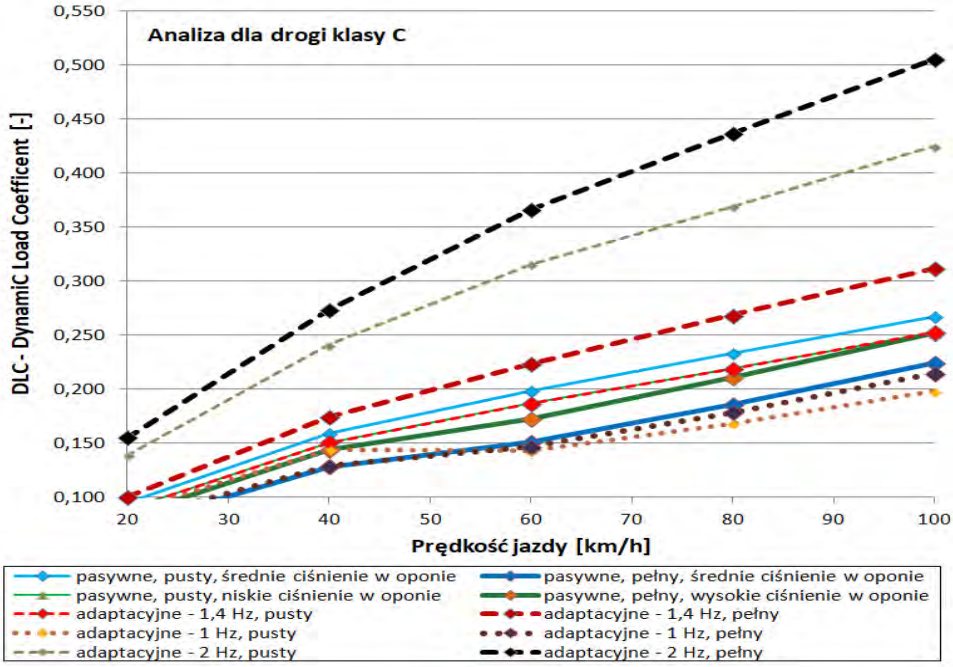
To oznacza, że przypadku jazdy po nawierzchni klasy D pojazdem pełnym, przyjmując za satysfakcjonujący poziom minimalnego nacisku statycznego równy 0,4, można zwiększyć prędkość jazdy z ok. 30 km/h do prawie 34 km/h. Dla pojazdu pustego z ograniczenia około 25 km/h uzyskujemy zdolność do jazdy z każdą z badanych prędkości do 60 km/h, gdyż minimalny nacisk nie spada poniżej 0,45 nacisku statycznego.

W przypadku analizy dla nawierzchni klasy C najniższe wartości minimalnego nacisku dla zawieszenia adaptacyjnego o częstotliwości 1 Hz (występujące dla prędkości od 60 do 100 km/h) są takie jak dla pojazdu pustego z zawieszeniem pasywnym przy prędkości 37 km/h.



Rys. 3. Analiza zmienności stosunku minimalnych wartość znormalizowanego obciążenia dynamicznego w funkcji prędkości jazdy po drodze o nawierzchni klasy D dla badanych wariantów zawieszenia

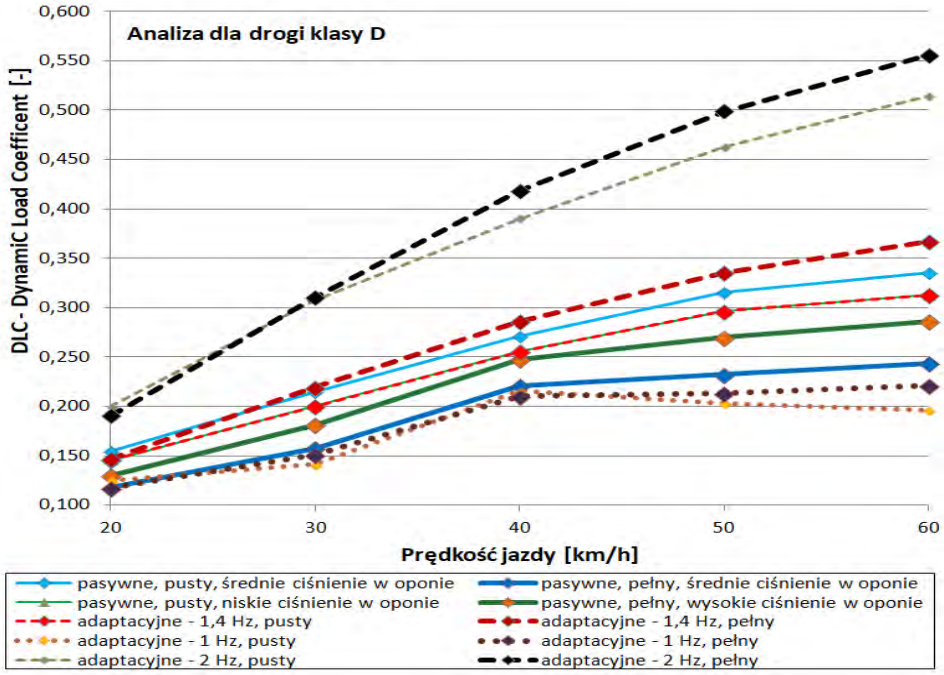
Podobne wnioski wyciągnąć można z analizy wskaźnika DLC dla jazdy po obu nawierzchniach – rys. 4. Dla nawierzchni klasy C przy prędkościach rzędu 100 km/h zarówno dla pojazdu pustego jak i obciążonego wartości DLC są zbliżone i najniższe dla wszystkich badanych wariantów adaptacyjnego doboru parametrów zawieszenia i wynoszą 0,2..0,22. W przypadku zawieszenia pasywnego wyjściowego dla pojazdu pustego uzyskano już wartości równe 0,26. Najgorzej wypadło zawieszenie adaptacyjne o dużej sztywności (częstotliwość drgań masy resorowanej 2 Hz) – tu już przy prędkościach 45..55 km/h uzyskano przekroczenie wartości DLC=0,3.



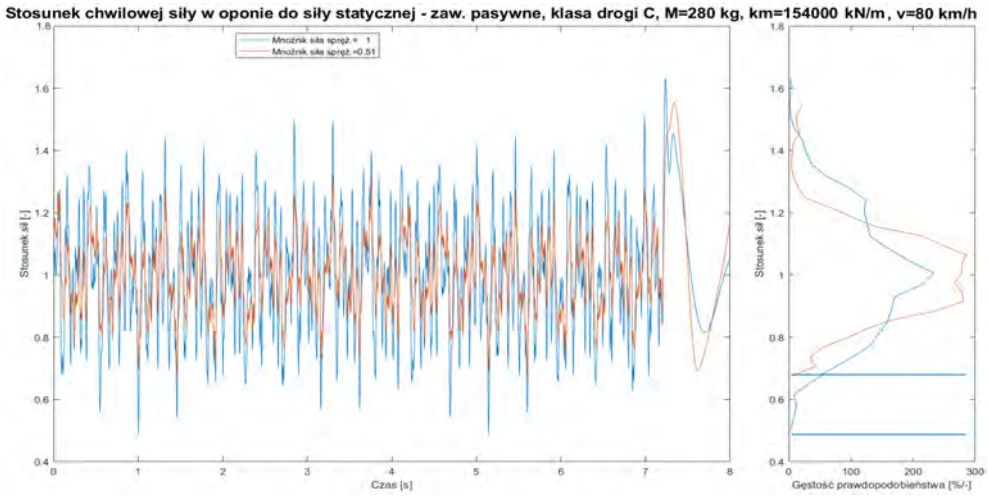
Rys. 4. Analiza zmienności współczynnika obciążenia dynamicznego w funkcji prędkości jazdy po drodze o nawierzchni klasy C dla badanych wariantów zawieszenia

Podobnie w przypadku analizy dla jazdy po drodze klasy D zawieszenie adaptacyjne o częstości drgań własnych masy resorowanej równej 1 Hz uzyskiwało wartości DLC poniżej 0,23, podczas gdy zawieszenie pasywne pojazdu pustego dawało wartości przekraczające 0,3 przy prędkości ok. 45 km/h – rys. 5. Najgorszy wariant zawieszenia o częstości drgań własnych 2 Hz przekroczenie poziomu 0,3 Hz uzyskiwał już przy ok. 30 km/h.

Na rys. 6 przedstawiono porównanie dla pojazdu pustego przebiegów w czasie znormalizowanego obciążenia pionowego koła oraz rozkładu statystycznego występowania jego wartości dla standardowego zawieszenia pasywnego oraz adaptacyjnego ustawionego na sztywność dającą częstotliwość drgań masy resorowanej równą 1 Hz.



Rys. 5. Analiza zmienności współczynnika obciążenia dynamicznego w funkcji prędkości jazdy po drodze o nawierzchni klasy D dla badanych wariantów zawieszenia

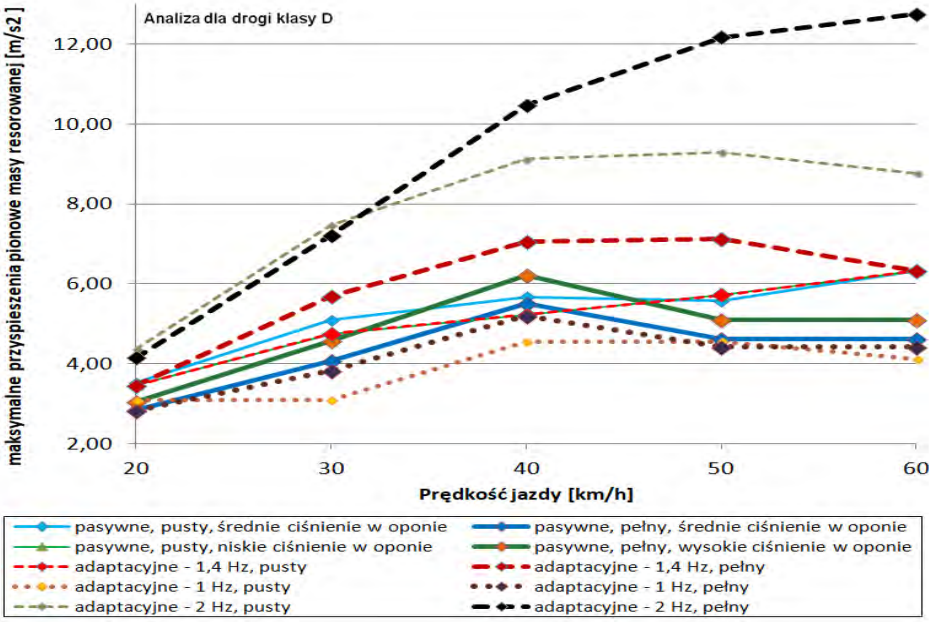


Rys. 6. Wyniki symulacji – porównanie przebiegów w czasie stosunków siły dynamicznej na styku opony z nawierzchnią do siły statycznej dla przypadku zawieszenia pasywnego (niebieska linia) oraz dla adaptacyjnego o f = 1 Hz (pomarańczowa linia)

3.2. Analiza maksymalnych przyspieszeń masy resorowanej

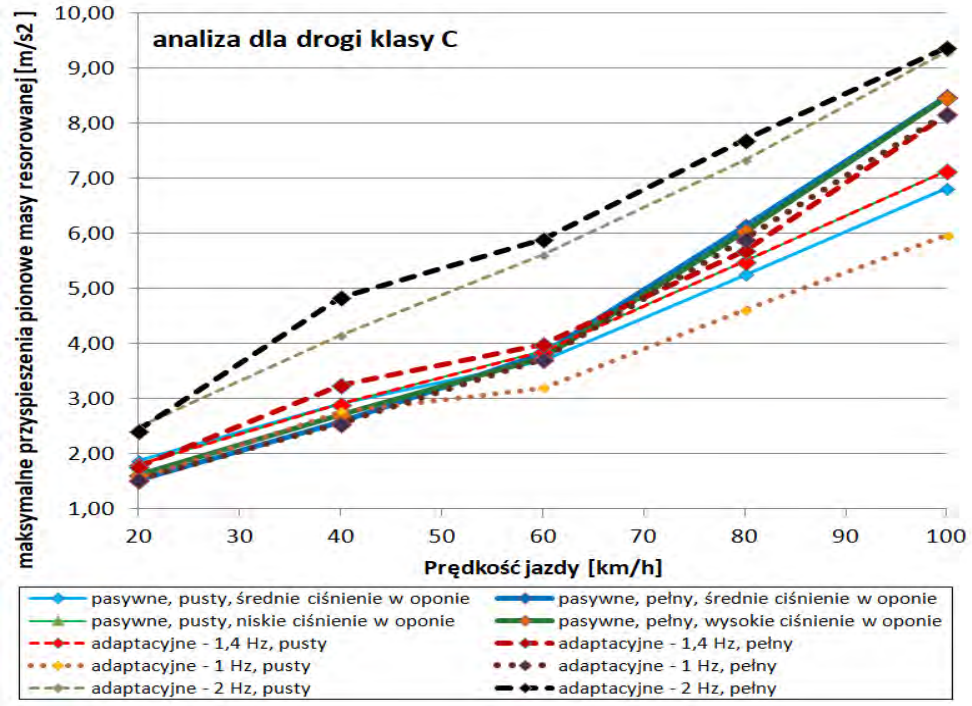
Poza ograniczeniem bezpieczeństwa pojazdu poprzez brak lub zbyt duże zmniejszenie nacisku pionowego prędkość jego jazdy może być ograniczona ze względów ergonomicznych – brak możliwości bezpiecznego sterowania pojazdem, a nawet utrzymania się w siedzeniu jako pasażer ze względu na zbyt duże wartości przyspieszeń pionowych. Dla przeprowadzonych symulacji jazdy przeanalizowano wartości maksymalnych przyspieszeń pionowych mogących wystąpić przy ruchu dobicia zawieszenia, gdy ruch masy resorowanej jest wyhamowywany pośrednio poprzez opór nawierzchni drogi.

Dla badanych wariantów zawieszenia, klas dróg i prędkości jazdy najkorzystniej wypadły zawieszenia adaptacyjne o częstotliwości drgań własnych 1 Hz, dla których maksymalne wartości przyspieszeń w przypadku jazdy po nawierzchni klasy D nie przekroczyły poziomu 5 m/s^2 – rys. 7. Dla zawieszenia pasywnego wartości maksymalnych przyspieszeń były o ok. 1 do 2 m/s^2 wyższe. Najgorszym wariantem było zawieszenie o podwyższonej sztywności i częstotliwości drgań własnych masy resorowanej równej 2 Hz. Tu w przypadku pojazdu w pełni obciążonego przyspieszenia te rosły nawet do ponad 12 m/s^2.



Rys. 7. Analiza zmienności maksymalnych przyspieszeń pionowych masy resorowanej w funkcji prędkości jazdy po drodze o nawierzchni klasy D dla badanych wariantów zawieszenia

W przypadku jazdy po nawierzchni klasy C (rys. 8) ogólnie poziom przyspieszeń był niższy przy prędkości jazdy 60 km niż dla nawierzchni klasy C i nie przekraczał dla najlepszego wariantu 4 m/s^2. Poziom zbliżony do jazdy 60 km/h po nawierzchni klasy D uzyskiwano przy jeździe z prędkością 100 km/h, przy czym poprawa dla zawieszenia o częstotliwości drgań własnych 1 Hz wynosiła ok. 1 m/s^2 dla pojazdu pustego i ok. 0,5 m/s^2 dla pojazdu obciążonego. Przy porównaniu zawieszenia pasywnego oraz adaptacyjnego w pewnych zakresach prędkości odczytać można możliwe zwiększenie prędkości jazdy na poziomie 15 km/h, ale też i rzędu zaledwie kilku km/h (porównania zawieszeń dla pojazdu pełnego).

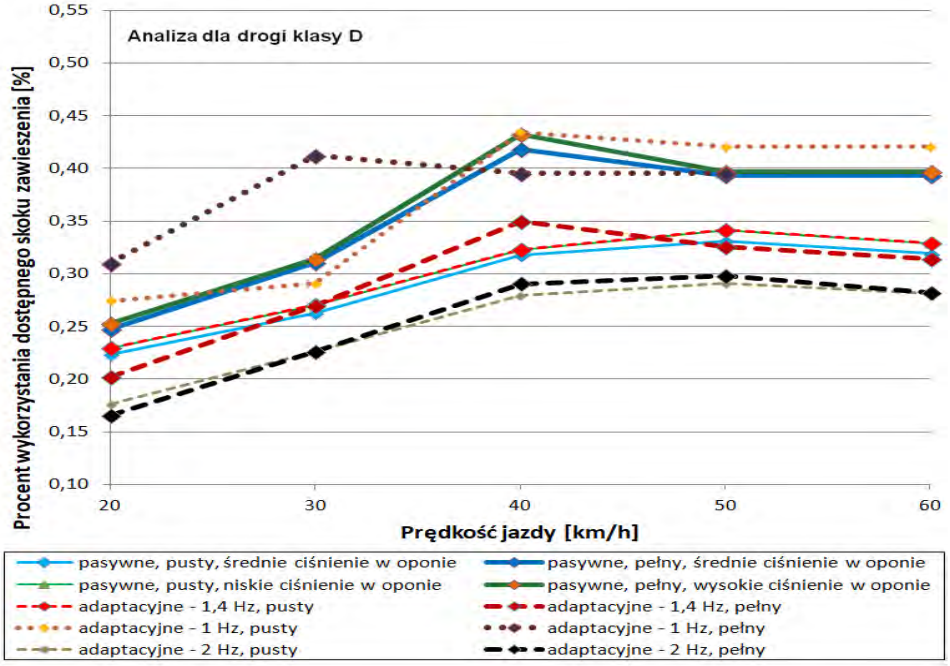


Rys. 8. Analiza zmienności maksymalnych przyspieszeń pionowych masy resorowanej w funkcji prędkości jazdy po drodze o nawierzchni klasy C dla badanych wariantów zawieszenia

3.3. Analiza zakresu ugięć zawieszenia

Na podstawie analizy zakresu ugięć zawieszenia można stwierdzić, że poprawa w zakresie obciążeń dynamicznych kół i przyspieszeń masy resorowanej następuje przy zmianie parametrów zawieszenia kosztem zwiększonego wykorzystania dostępnego zakresu ugięć zawieszenia. Zarówno w przypadku jazdy po drodze klasy

C, jak i D zawieszenia adaptacyjnego częstości drgań własnych cechuje się największym zakresem wykorzystania skoku zawieszenia, zbliżonym do wariantu pasywnego z pełnym obciążeniem – rys. 9 i 10.

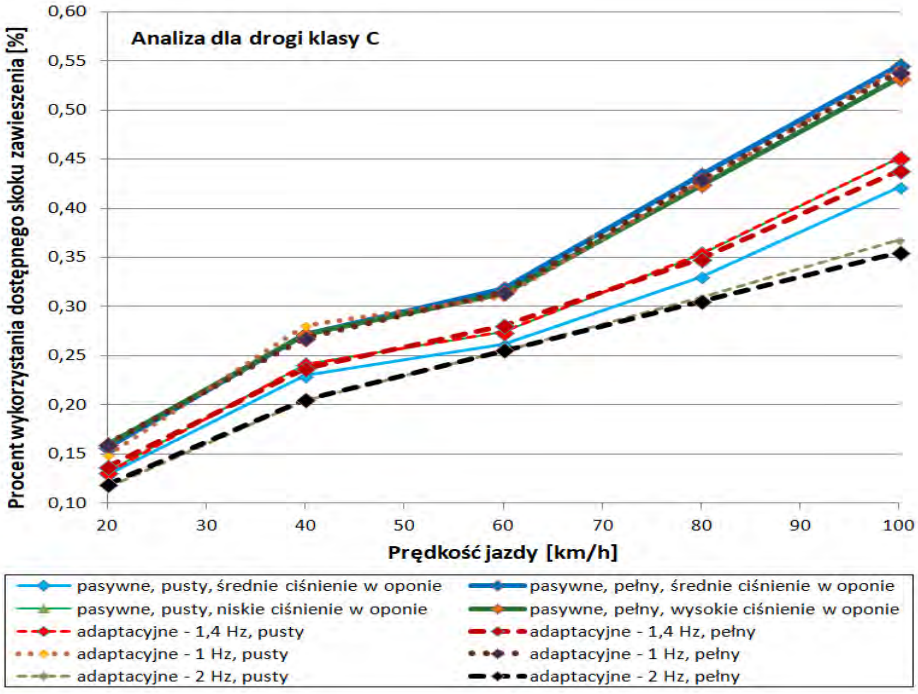


Rys. 9. Analiza zmienności procentowego zakresu wykorzystania dostępnego skoku zawieszenia w funkcji prędkości jazdy po drodze o nawierzchni klasy D dla badanych wariantów zawieszenia

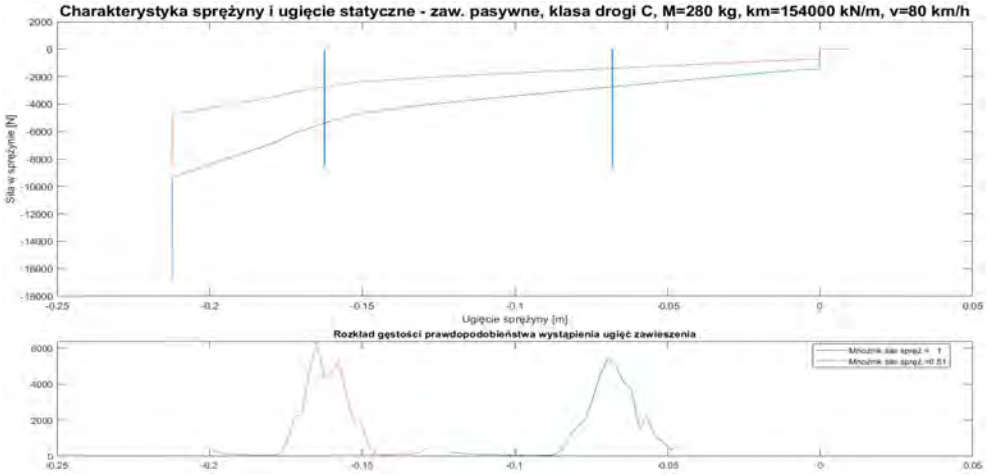
Pogorszenie względem tego wariantu wystąpiło tylko dla drogi klasy D dla prędkości 20 i 30 km/h. Z kolei zawieszenie pasywne dla pojazdu pustego charakteryzowało się znacznie niższym poziomem wykorzystania dostępnego skoku, podobnie jak zawieszenie adaptacyjne o częstotliwości drgań własnych masy resorowanej równej 2 Hz, które zakres ten wykorzystywało w najmniejszym około 30...35% udziale, podczas gdy warianty najgorsze dla klasy C to 55% a dla klasy D około 45%.

Warto zwrócić uwagę, że poza wielkością wykorzystania dostępnego skoku zawieszenia istotnym jest jeszcze poziom zapasu dostępnego ugięcia. W przypadku zawieszenia adaptacyjnego o częstotliwości 1 Hz dla jazdy z prędkością 100 km/h po nawierzchni klasy C dochodzi do pozostawienia zaledwie 15% dostępnego skoku dla dobicia podczas gdy dla odbicia pozostaje jeszcze 32%. W tym przypadku pożądane jest dodanie do adaptacyjnej zmiany sztywności także funkcji samopoziomowania zawieszenia poprzez kompensowanie ugięcia statycznego. Porównując zawieszenie pasywne i adaptacyjne (1 Hz) przyrost ugięcia statycznego wynosi ponad

4 cm i warto je poddać kompensacji aby w pełni wykorzystać potencjał poprawy jakości pracy zawieszenia.



Rys. 10. Analiza zmienności procentowego zakresu wykorzystania dostępnego skoku zawieszenia w funkcji prędkości jazdy po drodze o nawierzchni klasy D dla badanych wariantów zawieszenia



Rys. 11. Porównanie ugięć statycznych oraz rozkładów ugięć zawieszenia dla przypadku pasywnego (niebieska linia) oraz dla adaptacyjnego o f=1 Hz (pomarańczowa linia)

Na rys. 11 pokazano wpływ zmian sztywności zawieszenia na zakres wykorzystania skoku i zmianę ugięcia statycznego zawieszenia.

4. PODSUMOWANIE

Przeprowadzone badania pozwoliły wykazać istotne znaczenie doboru parametrów zawieszenia na ograniczenia prędkości jazdy mogące wynikać ze wskaźników oceny dynamiki pionowej zawieszenia samochodu. Wykazano, że dla zawieszenia pasywnego najbardziej problematyczne jest zachowanie pojazdu nieobciążonego, jeśli dla w pełni obciążonego dobrano optymalne parametry. Wykazano także, że rozwiązanie polegające na podniesieniu sztywności zawieszenia i zwiększeniu jego częstości drgań własnych do 2 Hz w przypadku jazdy po gorszych nawierzchniach dróg jest rozwiązaniem zdecydowanie negatywnym z perspektywy minimalizowania oddziaływania drgań na dynamikę pojazdu. Zasadniczo zmniejszenie masy resorowanej jest sprowadzeniem zawieszenia do zawieszenia zestrojonego bardziej sztywno, dlatego że sztywność zawieszenia zawsze musi być analizowana w relacji do masy resorowanej.

Najkorzystniejszym oddziaływaniem na wskaźniki oceny zawieszenia okazało się zawieszenie o zmniejszonej sztywności (dającej częstotliwość drgań własnych masy resorowanej równą 1 Hz). Pozwala ono przede wszystkim znacząco poprawić zachowanie pojazdu pustego. W praktyce - ze względu na fakt potrzeby uzyskania tej częstotliwości drgań własnych zarówno dla pustego, jak i w pełni obciążonego pojazdu, oraz potrzeby kompensacji ugięcia statycznego zawieszeniem takim może zawieszenie pneumatyczne.

W zależności od przyjętego poziomu wartości istotnych wskaźników oceny zawieszenia można wykazać potencjał zwiększenia prędkości jazdy przy nie pogorszeniu wartości wskaźników lub nawet ich poprawie poprzez zastąpienie zawieszenia pasywnego dla pojazdu pustego zawieszeniem adaptacyjnym o częstości drgań masy resorowanej równej 1 Hz. W przypadku zawieszenia pasywnego gdy dla pojazdu pełnego uzyskiwano częstotliwość drgań własnych na poziomie 1,18 Hz to dla pojazdu pustego wartość ta rosła do 1,4 Hz.

W wielu przypadkach wykazać można potencjał zwiększenia prędkości jazdy rzędu 5..10 km/h. W niektórych przypadkach możliwe jest uzyskiwanie prędkości w całym zakresie badawczym zamiast wcześniejszych ograniczeń do np. 45 km/h. Wskazanie dokładnej liczbowej wartości dopuszczalnego zwiększenia prędkości jazdy wymaga precyzyjnego ustalenia pożądanego poziomu ocenianych wskaźników, a to z kolei może wymagać przeprowadzenia dodatkowych badań uzależniających wartość tych wskaźników od innych potrzeb eksploatacyjnych pojazdu - można np. dopuścić mniejsze wymagania w zakresie minimum siły pionowej, gdy samochód jedzie w linii prostej a nie po łuku, lub tolerować wyższe poziomy przyspieszeń pionowych gdy pasażerowie są na nie przygotowani a czas ich trwania jest krótki.

Pamiętać przy tym należy, że przeprowadzone badania zajmowały się jedynie problematyką jazdy po prostej drodze w danej klasie i nie analizowano wpływu parametrów zawieszenia na dynamikę poprzeczną pojazdu. Jeżeli droga, którą porusza się pojazd jest bardzo kręta a klasa nawierzchni wyższa to korzystniejsze może okazać się sztywniejsze zawieszenie ograniczające przechyły boczne pojazdu w zakrętach wywoływane wymuszeniami siłowymi oddziaływującymi na nadwozie samochodu.

LITERATURA

1. Genta G., Morello L., 2009 The Automotive Chassis: Volume 1: Components Design (Mechanical Engineering Series). Springer Science+Buiness Media B.V.
2. Klockiewicz Z., Ślaski G., Spadło M., 2019, The Influence of the Conditions of Use and the Type of Model Used on the Vertical Dynamic Responses of a Car Suspension, The Archives of Automotive Engineering – Archiwum Motoryzacji 2019;85(3):57–82.
3. Lozia Z., 1985, Wybrane zagadnienia symulacji cyfrowej procesu hamowania samochodu dwuosiowego na nierównej nawierzchni drogi, Politechnika Warszawska.
4. Milliken W.F., Milliken D.L., 1995, Race Car Vehicle Dynamics. Society of Automotive Engineers.
5. Mitschke M., 1989, Dynamika samochodu, Tom 2, Drgania, Wydanie 2. Wydawnictwa Komunikacji i Łączności. Warszawa.
6. Múčka P., 2017, Simulated Road Profiles According to ISO 8608 in Vibration Analysis, J. Test. Eval., vol. 46, no. 1, p. 20160265.
7. Pikosz H., Ślaski G., 2010, Charakterystyki elementów sprężystych i tłumiących zawieszenia samochodu osobowego oraz zastępcze charakterystyki ich modeli, Logistyka, no. 2.
8. Rotenberg R.W., 1974, Zawieszenie samochodu. Wydawnictwa Komunikacji i Łączności. Warszawa.
9. Ślaski G., 2012, Studium projektowania zawieszeń samochodowych o zmiennym tłumieniu. Poznań: Wydawnictwo Politechniki Poznańskiej.

ANALYSIS OF THE POSSIBILITY OF INCREASING THE RUNNING SPEED ON LOWER QUALITY SURFACES WITH THE APPLICATION OF VARIABLE PARAMETERS OF STIFFNESS AND DAMPING OF SUSPENSION

Abstract

The aim of the research presented in this article was to analyze the possibility of increasing the driving speed limited by the vertical dynamics of suspensions by adaptive modification of the suspension parameters carried out in the operation process. The applied research methodology is simulation research with the use of a non-linear model of the suspension of a quarter of the vehicle and the suspension work indices calculated on its basis in terms of driving safety, comfort and design limitations.

The obtained results are a qualitative and quantitative assessment of the impact of the application of adaptationally variable parameters of stiffness and damping, adjusting them to the current operational load of the vehicle for surfaces of worse quality. It has been shown that in certain cases it is possible to increase the driving speed by 5 to 10 km/h, and in special cases even to remove the speed limit with vertical dynamics within the tested speed range.

Keywords: speed, surface, suspension stiffness, suspension damping

Zdzisław KOBOS[*,**]
Ryszard BIENIEK[**]
Maciej PRZYBYLSKI[**]

PRACA ZMIANOWA W LOTNICTWIE I JEJ KONSEKWENCJE DLA FUNKCJONOWANIA ZAWODOWEGO

Rozwój społeczny wymusza aktywność ludzi w ciągu całej doby, co jest niekomfortowe dla samopoczucia, może też prowadzić do bieżącego popełniania błędów w realizacji zadań. W dłuższej perspektywie, taka działalność zawodowa może również mieć konsekwencje zdrowotne. Stąd też ważna jest taka organizacja pracy, która uwzględnia w planowaniu działań zawodowych wiedzę z zakresu chronofizjologii, chronomedycyny i chronopsychologii, aby minimalizować skutki działania w niefizjologicznych dla ludzkiego organizmu warunkach, jakie właśnie stwarza praca zmianowa.

Słowa kluczowe: praca zmianowa, lotnictwo, sprawność operatorska

1. WPROWADZENIE

Tempo rozwoju cywilizacyjnego spowodowało potrzebę ludzkiej aktywności, szczególnie zawodowej przez całą dobę. Od wielu lat trudno sobie wyobrazić funkcjonowanie społeczeństw tylko w okresie, kiedy jest naturalne oświetlenie słoneczne. Industrializacja, rozwój miast oraz postęp technologiczny wymusiły zmiany ludzkiej działalności społecznej i zawodowej. Istnieje wielu zawodów, gdzie niezbędna jest aktywność całodobowa, stąd też ludzie muszą wykonywać pracę w różnych porach doby, zrywając niejako więzi ze światem przyrody, która wyznacza porę dnia i nocy. Ową całodobową aktywność wielu ludzi wymusiły warunki społeczno-ekonomiczne, tj. rozwój przemysłu i potrzeby utrzymania ciągłości procesów technologicznych, produkcji i zaopatrzenia ludności w codzienne produkty, czy

[*] Zakład Psychologii Pracy i Organizacji Uniwersytet Kardynała Stefana Wyszyńskiego/Rejonowa Wojskowa Komisja Lotniczo-Lekarska w Warszawie.
[**] Rejonowa Wojskowa Komisja Lotniczo-Lekarska w Warszawie.

różne formy komunikowania się i komunikacji oraz służby w zawodach emergencyjnych, czy też związanych z bezpieczeństwem publicznym i państwowym. Należy jednak mieć na względzie to, że praca zmianowa[1] czy nocna[2] wiąże się z wieloma czynnikami, które zakłócają naturalny rytmy funkcjonowania ludzkiego organizmu i mogą w konsekwencji wpływać negatywnie zarówno na sprawność zawodową, jak i w dłuższej perspektywie również na zdrowie, a niekiedy nawet prowadzić do śmierci. Nie mniej jednak, mimo tych negatywnych skutków, jest wiele zawodów, których przedstawiciele ze względów cywilizacyjnych i społecznych, muszą realizować całodobowo swoje zadania. Do takich profesji należą też różne rodzaje lotnictwa.

2. CHARAKTERYSTYKA PRACY ZMIANOWEJ W LOTNICTWIE

Lotnictwo, tak komunikacyjne (pasażerskie, cargo), jak i Lotnicze Pogotowie Ratunkowe (LPR)[3], czy wojskowe realizuje swoje zadania niezależnie od pory doby. Ich funkcjonowanie to nie tylko przeloty samolotów, które realizują określone zadania, ale też praca bardzo wielu ludzi, którzy obsługują statki powietrzne na ziemi, koordynują ich starty i lądowania oraz przeloty i parametry wykonywania zadań w przestrzeni. Stąd też w realizacji różnych rodzajów lotów zaangażowanych jest w każdym kraju wiele instytucji[4] i pracujących tam specjalistów. Natomiast specyficzna sytuacja związana z pracą zmianową występuje w lotnictwie wojskowym, które realizuje różne loty, zarówno szkoleniowe, jak i patrolowe, czy misje bojowe oraz kontroluje przestrzeń powietrzną naszego kraju i współdziała w centami kontroli i dowodzenia lotnictwem w krajach sojuszniczych.

Ponadto w każdym kraju dyżurują całodobowo i są w gotowości bojowej samoloty oraz ośrodki nadziemnego nadzoru i kontroli nad przestrzenią powietrzną narodową, a także sojuszniczą. Prócz tego, lotnictwo wojskowe całodobowo zabezpiecza

[1] Praca zmianowa to aktywność zawodowa, kiedy pracownik, którego rozkład czasu pracy obejmuje w każdej dobie co najmniej 3 godziny pracy w porze nocnej lub którego co najmniej 1/4 czasu pracy w okresie rozliczeniowym przypada na porę nocną [Kodeks Pracy 2020].

[2] Praca nocna obejmuje 8 godzin między godzinami 21:00 a 07:00 [Kodeks Pracy 2020].

[3] Lotnicze Pogotowie Ratunkowe w Polsce posiada obecnie 22 bazy HEMS (ang. *Helicopter Emergency Medical Service*, pol. Śmigłowcowa Służba Ratownictwa Medycznego i 1 bazę EMS-Samolotowy Zespół Transportowy) i jest Samodzielnym Publicznym Zakładem Opieki Zdrowotnej podległym Ministrowi Zdrowia, a udziela świadczeń zdrowotnych w ramach ratownictwa medycznego oraz zajmuje się wykonywaniem lotniczego transportu sanitarnego [www.lpr.com.pl].

[4] W naszym kraju jest to m.in. Polska Agencja Żeglugi Powietrznej, Porty Lotnicze, Centrum Operacji Powietrznej – Dowództwo Komponentu Lotniczego i jego agendy oraz dyżurni kontrolerzy na lotniskach aeroklubowych, zakładowych, Portach Lotniczych, dyżurni w Lotniczym Pogotowiu Ratunkowym itp.

morską granicę kraju, a równocześnie pełni dyżury ratownicze przy wykorzystaniu śmigłowców, aby udzielić potrzebującym pomocy statkom rybackim, pasażerskim czy innym jednostkom pływającym[5], które takiej pomocy potrzebują (awarie, choroby załogi). Pilotując statki powietrzne bądź pracując w służbach zabezpieczających funkcjonowanie lotnictwa, trzeba wykazywać najwyższą sprawność zawodową, niezależnie od pory doby czy bieżącego stanu psychofizycznego. Stąd też należy mieć na względzie czynniki, które mogą wpływać na aktualne samopoczucie i sprawność operatorską, a zależą w dużej mierze również od uwarunkowań fizjologicznych funkcjonowania ludzkiego organizmu w określonych warunkach.

3. CZYNNIKI OCENY SPRAWNOŚCI OPERATORSKIEJ

Analiza zależności wpływu stanu psychofizjologicznego na sprawność działania operatorskiego może być prowadzona w różnych kierunkach, nie mniej jednak głównym nurtem badawczym jest skoncentrowanie się na czynnikach, które pośrednio lub bezpośrednio wpływają na aktualne samopoczucie warunkujące gotowość do działania i efektywność wykonywania zadań. Identyfikacja tych czynników zależy od przyjętego modelu badawczego. W literaturze [Terelak 2011] wymienia się m.in. podejście:

- technocentryczne, które jest pochodną teorii adaptacji przystosowania się człowieka do zmiennych wynikających ze środowiska, w którym człowiek realizuje swoje zadania, czyli dostosowanie się do pracy, którą należy wykonywać. Dla realizacji takich założeń niezbędne jest skonstruowanie narzędzi (testów) diagnostycznych, które by umożliwiły ocenę potencjalnych zdolności, predyspozycji i sprawności do efektywnego obsłużenia techniki (np. lotniczej) przy pomocy, której realizuje się określone zadania. Stąd też prowadzi się badania: sprawności umysłowej, funkcjonowania określonych organów wewnętrznych, receptorów, zmysłów, gotowości do działania, np. czasów reakcji, procesów kognitywnych oraz tzw. kosztów fizjologicznych i psychologicznych realizacji zadań zawodowych.
- antropocentryczne – koncentruje się na przystosowaniu techniki (m.in. lotniczej) do możliwości psychofizjologicznych i psychofizycznych oraz indywidualnych potrzeb danej osoby w miejscu realizacji zadań zawodowych.

Efektywność tych działań należy do kompetencji interdyscyplinarnych zespołów specjalistów z różnych dyscyplin wiedzy, którzy wspólnie prowadzą badania i wykorzystują specyficzne dla swoich dziedzin metody diagnostyczne oraz proponują określone rozwiązania techniczne.

Działalność takich zespołów ergonomicznych jest uwzgledniana na etapie prac koncepcyjnych, projektowania statków powietrznych czy też w fazie prowadzenia

[5] Koordynację działań lotnictwa morskiego pełni Centrum Operacji Morskich-Dowództwo Komponentu Morskiego.

ich modernizacji oraz remontów, bądź innych działań związanych unowocześnianiem techniki lotniczej[6].

We współczesnym lotnictwie w badaniach dotyczących efektywności zawodowej, wykorzystuje się obydwa z wymienionych modeli. I tak, podejście antropocentryczne jest domeną nauk technicznych (inżynierii lotniczej, ergonomii lotniczej), których przedstawiciele projektują i konstruują statki powietrzne (działania koncepcyjne), prowadzą prace modernizacyjne (korekcyjne) podczas remontów. Natomiast wiedza z zakresu medycyny lotniczej i psychologii lotniczej wspomaga te działania poprzez wskazywanie możliwości i uwarunkowania funkcjonowania człowieka w określonych sytuacjach realizacji zadań zawodowych (tj. obciążenia fizyczne, obciążenia psychiczne, obciążenia środowiskowe, obciążenia organizacyjne).

Dzięki tej interdyscyplinarnej współpracy, w lotnictwie możliwa jest m.in. agregacja nadmiaru informacji dopływających do załogi lotniczej z przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych, poprzez „protezowanie" zmysłów (np. urządzenia noktowizyjne, termowizyjne), czy też wspomaganie decyzji podczas różnych faz lotu, dzięki wykorzystaniu sztuczne inteligencji. Efektem tych działań jest opracowanie adekwatnej do potrzeb realizowanych zadań, ergonomii kabiny samolotu czy też przygotowanie indywidualnego wyposażenia załóg lotniczych podczas wykonywania różnych misji. Z kolei podejście technocentryczne jest podstawą badań i eksperymentów z medycyny i psychologii lotniczej, które prowadzone są quasi naturalnych warunkach w laboratoriach, symulatorach lotniczych oraz podczas realnych lotów. Dzięki badaniom ww. okolicznościach jest szansa modelowania w kontrolowanych i rejestrowanych warunkach, różnych sytuacji zadaniowych (np. tzw. „przepadków szczególnych w locie", oddziaływania destruktorów, itp.), a także sprawdzenia sprawności operatorskiej podczas działania dystraktorów, w różnych specjalnie zaprojektowanych sytuacji stresowych (ekstremalnych) oraz kosztów psychofizjologicznych w czasie realizacji określonych zadań w różnych rodzajach misji lotniczych.

---

[6] Są to grupy ekspertów z różnych dyscyplin wiedzy: inżynierów różnych specjalności, lekarzy medycyny pracy, psychologii pracy, fizjologów, prawników, konstruktorów, itp., których zadaniem jest diagnoza ergonomiczna stanowiska pracy nastawiona na oceną układu funkcjonalnego: człowiek-technika-środowisko i zachodzących wzajemnie relacji podczas realizacji określonych zadań zawodowych.

Prekursorem tego kierunku badań naukowych i badań stosowanych był Frederick W. Taylor (1856-1915), który zaproponował cztery podstawowe, istotne do dziś zasady [Nowacka 2010]:

- ustalenie najlepszej metody wykonania każdego zadania,
- naukowy dobór pracowników, tak aby można było każdemu pracownikowi przydzielić pracę, do której najlepiej się nadaje (właściwy człowiek na właściwym miejscu),
- naukowe wyszkolenie i doskonalenie zawodowe pracowników,
- bezpośrednia i przyjazna współpraca między kierownictwem i pracownikami.

4. UWARUNKOWANIA FIZJOLOGICZNE PRACY ZMIANOWEJ

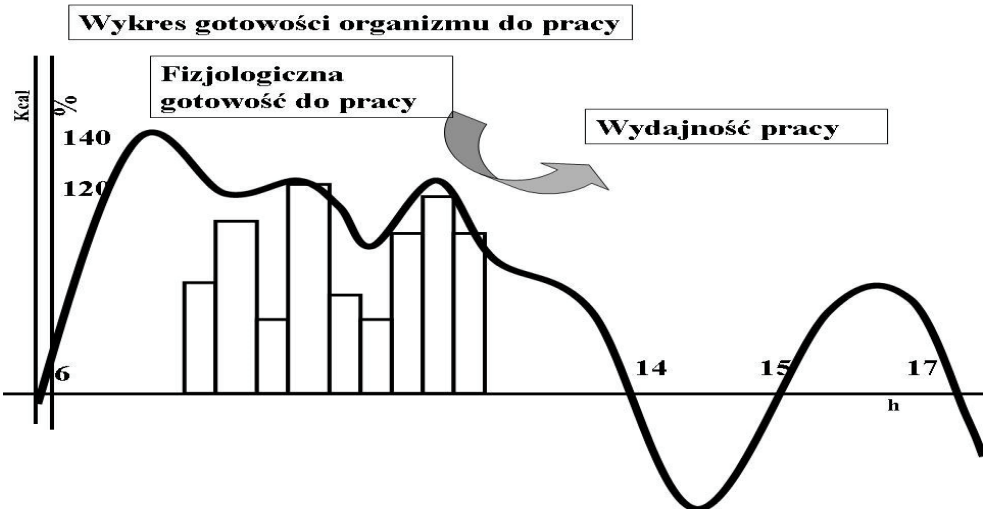
Rozpatrując funkcjonowanie człowieka z fizjologicznego punktu widzenia, należałoby stwierdzić, iż praca zmianowa wpływa niekorzystnie na człowieka m.in. ze względu na tzw. zegar biologiczny[7]. Zegar biologiczny jest wewnętrznym mechanizmem regulującym przebieg procesów życiowych, który oddziaływuje na sferę fizjologiczną i psychologiczną u człowieka, pozwala mu przystosować się do środowiska oraz wyznacza rytmy biologiczne[8]. Ze względu na długość okresu rytmu możemy wyróżnić rytmy: okołodobowe (cirkadialne) – o okresie zbliżonym do 24 godz., ultradialne – o okresie krótszym niż 24 godz. oraz infradialne – o okresie dłuższym niż 24 godz., np. miesięczne, okołoroczne [Bilska B. i wsp. 2018].

Dla bieżącego funkcjonowania zawodowego najbardziej istotne są rytmy okołodobowe, ponieważ one oddziaływują na: aktywność lokomotoryczną, zmiany temperatury ciała, wydzielanie i stężenie hormonów we krwi, pracę układu sercowonaczyniowego (rytmu pracy serca, ciśnienia tętniczego krwi) , procesów psychosomatycznych, koordynację wzrokowo-ruchową, procesy percepcyjne i kognitywne oraz wrażliwość na bodźce świetlne [Bilska i wsp. 2018, Kwarecki, Zużewicz, Ko, Takahashi 2006]. Dobowe wahania najważniejszych z ww. czynników oceniane były w warunkach laboratoryjnych, a zaprezntowano je poniżej.

[7] Jest to ewolucyjnie wykształconym mechanizmem organizmów żywych, który generuje ich rytmy biologiczne, a także, co jest bardzo ważne, synchronizuje je do cyklicznie zmieniających się warunków środowiskowych [Lewandowski 2014].

[8] Rytmy biologiczne to cykliczne zmiany procesów fizjologicznych i aktywności behawioralnej, które odgrywają bardzo ważną rolę w funkcjonowaniu i utrzymaniu prawidłowej czynności całego organizmu [Dmitrzak-Węglarz, Pawlak 2010].

Występują one u prawie wszystkich organizmów żywych na Ziemi. Są one generowane przez wewnętrzne zegary organizmu w procesach biologicznych, komórkowych, fizjologicznych i innych, zapewniając homeostazę czasową organizmu i synchronizację wielu procesów życiowych oraz pozwalają przygotować organizm na zmiany w środowisku. Za odkrycia zegara biologicznego w roku w 2017 przyznano Nagrodę Nobla z fizjologii i medycyny [Bilska, Doktór, Pyza 2018].



Rys. 1. Przebieg fizjologicznej gotowości organizmu do pracy w wybranej części doby [Nowacka 2010]

Z rys. 1 wynika, że z fizjologicznego punktu widzenia dla większości ludzi, nabardziej efektywną porą doby na realizację zadań zaawodowych są godziny ranne i południowe, natomiast między godz. 14 a 15 jest to czas niekorzystny do ich wykonywania. Uwarunkowania fizjologiczne wpływają na procesy psychiczne i warunkują ich przebieg, a obrazuje to kolejny rysunek.

Rys. 2. Sprawność umysłowa w ciągu doby [Zużewicz, http://nop.ciop.pl/m4-6/m4-6_1.htm]

Z przedstawionych powyżej danych oraz z literatury [Kwarecki, Waterhouse i Zużewicz 2001] wynika, że sprawność procesów umysłowych jest najwyższa w godzinach rannych i popołudniowych, natomiast w godzinach nocnych znacznie się obniża, co może wpływać na realizację zadań zawodowych. Podobne dane uzyskano w warunkach realnych, podczas monitoringu sprawności psychomotorycznej i aktwności układu sercowo-naczyniowego załóg lotniczych, na pokładach samolotów transportowych wykonujących loty międzykontynentalne [Kobos, Bieniek, dane niepublikowane].

5. IMPLIKACJE PRACY ZMIANOWEJ

W literaturze przedmiotu [Bøggild, Knutsson 1999, Brudnowska, Pepłońska 2011, Drake et al. 2004, Kucharska, Sińska i Zacharewicz 2011, Navara, Nelson 2007, Zużewicz, Kwarecki, 2000, Zużewicz 2012] opisano wiele podejść do skutków pracy zmianowej. Konsekwencje wykonywania pracy w systemie zmianowym i jej negatywny wpływ można ująć w kilku kategoriach, a więc są to:
- następstwa fizjologiczne- zaburzenia przebiegu rytmów okołodobowych, narcolepsja, zaburzenia w regularności odżywiania,
- następstwa zdrowotne – zwane też nietolerancją pracy zmianowej[9], czyli: zaburzenia snu, dolegliwości psychosomatyczne, zaburzenia psychoneurotyczne, choroby układu krążenia, choroby nowotworowe, choroby neurodegeneracyjne, zaburzeń czynności układu pokarmowego, zaburzenia w przyjmowaniu leków, nerwica, lekomania,
- następstwa społeczne – życie rodzinne, aktywność towarzyska, ograniczone realizowanie systematycznej edukacji, poczucie izolacji od znajomych, bierność w aktywności fizycznej,
- następstwa psychologiczne – przewlekłe zmęczenie, zmienność nastroju, chroniczny stres, niepokój, depresja, używanie substancji psychoaktywnych celem zmiany samopoczucia, rozdrażnienie, pogorszenie sprawności psychomotorycznej, wypalenie zawodowe,
- następstwa organizacyjne – problemy z systematycznością realizacji zadań,
- mała efektywność realizacji zadań przejawiająca się poprzez: błędy, wydłużanie czasu reagowania i podejmowania decyzji, wypadki przy pracy, pogorszenie koncentracji zadaniowej.

Należy dodać, że praca zminowa nie powoduje natychmiastowych, bezpośrednich zmian w stanie klinicznym zdrowia, ale jej kumulacja oraz połączenie z innymi ww. czynnikami, cechami psychicznymi oraz ze specyfiką realizacji zadań (tempo

[9] Objawia się zaburzeniami snu, nawet wtedy, kiedy osoba aktualnie już nie pracuje w systemie zmianowym.

pracy, stres, odpowiedzialność, niewłaściwe żywienie i odżywianie), mogą nasilać posiadane dolegliwości lub/i mogą powodować różne stany patofizjologiczne w stanie psychosomatycznym człowieka.

Oczywiście należy mieć na względzie również to, że między poszczególnymi osobami istnieją tzw. różnice indywidualne [Czarnecki 2013] oraz iż nie wszyscy ludzie mają jednakowe predyspozycje osobnicze do pracy zmianowej i nocnej, a także że nie u wszystkich w jednakowym stopniu i czasie wystąpią jej negatywne skutki. Stąd też jest ważna rola badań (medycznych, psychologicznych, socjologicznych) personelu lotniczego wykonującego pracę zmianową oraz podejmowanie działań organizacyjnych w zakresie optymalizacji warunków w tego typu dzialności zawodowej, a także stosowanie różnych form oddziaływań profilaktycznych.

6. OPTYMALIZACJA PRACY ZMINOWEJ

Działania optymalizacyjne wymagają znajomości wielu uwarnkowń funcjonowania ludzi wykonujących pracę w tak specyficznych warunkach. Zatem, czynniki wpływające na tolerancję pracy zmianowej i nocnej są następujące:
- cechy indywidualne człowieka: wiek, płeć, aktualny stan psychofizyczny, temperament, zwyczaje związane ze snem, doświadczenia z pracą zmianową, chronotyp, genotyp,
- sytuacja rodzinna: stan cywilny, obowiązki rodzinne, poziom ekonomiczny, warunki mieszkaniowe,
- sytuacja zawodowa: rodzaj wykonywanego zawodu, staż pracy, relacje społeczne w miejscu pracy, organizacja realizacji zadań, sytuacja ekonomiczna
- rodzaj systemu zmianowego: ciągły, rotacyjny, sporadyczny, godziny rozpoczynania i kończenia pracy, odpowiedzialność, przerwy w pracy.
- satysfakcja z pracy: zadowolenie z pracy, plany życiowe i zawodowe, możliwość awansu i rozwoju zawodowego.

Zatem, optymalizacja pracy zmianowej winna uwzględniać wszystkie czynniki, które mogą przyczynić się do efektywnej aktywności zawodowej minimalizując koszty psychofizjologiczne. Wobec tego działania organizacyjne należy skoncentrować się m.in. na proponowanych poniżej oddziaływaniach profilaktycznych.

7. PODSUMOWANIE

Ponieważ na nie można zatrzymać rozwoju społecznego i wrócić do czasu, kiedy aktywność człowieka była zsynchronizowana z naturalnym oświetleniem, a także trudno całkowicie wyeliminować wszystkie negatywne skutki pracy zmianowej, więc należy przedsięwziąć następujące działania profilaktyczne:
- poszukiwać kompromisu między skutkami negatywnymi, a możliwością regeneracji (fizycznej, psychicznej) pracowników zmianowych,

- dążyć do optymalizacji organizacji pracy (przerwy regeneracyjne w czasie pracy i towarzyszące im właściwe warunki do odpoczynu, dodatkowe posiłki regeneracyjne /chronodieta/, dodatkowy urlop regeneracyjny),
- dokonać diagnozy typu chronopsychicznego poszczególnych pracowników,
- prowadzić systematyczny monitoring stanu psychofizycznego przez cały okres aktywności zawodowej.

Zatem, efektywność realizacji misji lotniczych realizowanych w systemie pracy zminowej wymaga szerokiej wiedzy pozatechnicznej, dużego wysiłku organizacyjnego i znajomości wielu zagadnień dotyczących uwarunkowań funkcjonowania tzw. czynnika ludzkiego w takich warunkach. Więc, istotne są działania organizacyjne odnoszą się zarówno do poszczególnych członków personelu lotniczego, jak i całego systemu zarządzania i koordynowania misjami lotniczymi realizowanymi w systemie pracy zmianowej.

LITERATURA

Pozycje książkowe

1. Czarnecki K.M., 2013, Różnice indywidualne człowieka, Oficyna Wydawnicza „Humanitas, Sosnowiec.
2. Kodeks Pracy 2020, 2020, Praktyczny komentarz z przykładami, Wydawnictwo Infor, Warszawa.
3. Kwarecki K., Waterhouse, J., Zużewicz, K., 2001, Skutki fizjologiczne pracy zmianowej i nocnej, Wydawnictwo CIOP, Warszawa.
4. Nowacka W.Ł., 2010, Ergonomia i ergonomiczne projektowanie stanowisk pracy, Wydawnictwo Politechniki Warszawskiej, Warszawa.
5. Terelak J.F., 2018, Człowiek w sytuacji pracy w okresie ponowoczesności, Wydawnictwo Naukowe UKSW, Warszawa.
6. Zużewicz K., Kwarecki K., 2000, Praca zmianowa, Wydawnictwo CIOP, Warszawa.

Artykuły w czasopismach

1. Bilska B., Doktór B. i Pyza E., 2018, Rytmy biologiczne i mechanizm zegara okołodobowego w mózgu - Nagroda Nobla 2017, Wszechświat, nr 1-3, s. 44-51.
2. Bøggild H, Knutsson A.,1999, Shift work, risk factors and cardiovascular disease, Scand J Work Environ Health, nr 25, s. 85–99.
3. Brudnowska J., Pepłońska B., 2011, Praca zmianowa nocna a ryzyko choroby nowotworowej- przegląd literatury, Medycyna Pracy, nr 62, s. 323–338.
4. Dmitrzak-Węglarz M., Pawlak J.,2010, Geny centralnego zegara biologicznego w zaburzeniach afektywnych jedno-i dwubiegunowych, Psychiatria, nr 7, s.51–160.
5. Drake C.L, Roehrs T., Richardson G., Walsh J.K., Roth T., 2004, Shift work sleep disorder: prevalence and consequences beyond that of symptomatic day workers, Sleep, nr 27, s. 1453-1462.
6. Ko C.H., Takahashi J.S., 2006, Molecular components of the mammalian circadian clock, Human Molecular Genetics, nr 15, s. 271-277.

7. Kucharska A., Sińska B., Zacharewicz K., 2011, The effects of shift work on health, Zdr Publ., nr. 121, s. 31-436.
8. Navara K.J., Nelson R.J., 2007, The dark side of light at night: physiological, epidemiological, and ecological consequences. J Pineal Res., nr 43, s. 215–224.

Komunikaty Internetowe

1. Nowy Kodeks Pracy 2020, 2020, https://kodekspracy24.pl/ (dostęp 10.07.2020).
2. Lotnicze Pogotowie Ratunkowe, www.lpr.com.pl (dostęp 10.07.2020)
3. Lewandowski M.H., 2014, Zegar biologiczny, Neuropedia-Encyklopedia Nauki, 1/4, http://neuropedia.org.pl/zegar_biologiczny_ml/ (dostep 15.07.2020)
4. Zużewicz K., 2000, Rytmy biologiczne i praca zmianowa człowieka, http://nop.ciop.pl/m4-6m/4-6_1.htm (dostęp 15.07.2020).
5. Zużewicz, K., 2012, Rytmy biologiczne człowieka, http://www.ciop.pl/ 15705.html. (dostęp 15.07.2020).

SHIFT WORK IN AVIATION AND CONSEQUENCES FOR PROFESSIONAL FUNCTIONING

Social development forces people to be active throughout the whole day and night cycle, which is uncomfortable for their well-being, and may lead to making mistakes in the execution of the tasks. In the long run, such work activities may also have health consequences. Hence, it is important to organize work while taking into account the knowledge of chronomedicine and chronopsychology in planning of professional activities. This allows minimizing the effects of operating in non-physiological conditions on the human body, which are created by shift work.

Keywords: shift work, aviation, operator efficiency

Zdzisław KOBOS*
Justyna SKRZYŃSKA-RĘKAWEK**

SPECYFIKA SELEKCJI ZDROWOTNEJ I PSYCHOLOGICZNEJ KANDYDATÓW DO SZKOLENIA LOTNICZEGO

Badania kandydatów do lotnictwa i ich zakres regulują przepisy prawne. Również szkolenie lotnicze (teoretyczne, praktyczne) ma wielorakie uwarunkowania formalne zapisane w dokumentach. Do realizacji tych przedsięwzięć szkoleniowych istotne są: standardy zdrowotne i psychologiczne niezbędne do efektywnej realizacji zadań. Zawody lotnicze należą do grupy dużego ryzyka, stąd też procedura selekcji jest skomplikowana i bardzo szczegółowa.

Słowa kluczowe: lotnictwo, selekcja zawodowa, kandydaci

1. WPROWADZENIE

Dawno zauważono, że efektywne wykonywanie wielu zawodów wymaga określonego standardu zdrowia. Stąd też, w przypadku grupy tzw. zawodów trudnych i niebezpiecznych, stworzono określone zapisy prawne, które precyzują prowadzenie procedur doboru oraz oceny zdrowia fizycznego i psychicznego m.in. dla kandydatów do szkolenia lotniczego. Ponadto, takie prawnie zapisane podejście dotyczące standardów psychofizycznych dotyczy również systematycznej kontroli stanu psychofizycznego, w określonych odstępach czasowych, u zatrudnionych już wcześniej pracowników. Ze względu na wielorakie uwarunkowania związane z realizacją zadań w powietrzu oraz koszty szkolenia lotniczego i realizację różnych misji lotniczych, istotna jest trafna ocena stanu psychofizycznego osób, które kandydują do pracy/służby w lotnictwie [Terelak 2011]. W literaturze przedmiotu

* Zakład Psychologii Pracy i Organizacji, Uniwersytet Kardynała Stefana Wyszyńskiego /Rejonowa Wojskowa Komisja Lotniczo-Lekarska w Warszawie.
** Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych / Polska Agencja Żeglugi Powietrznej.

zwykle opisuje się bardzo ogólnie procesury badań w tym zakresie [Caretta 1993, 2011, Heffelt end Gres 1993].

Problem ważności i precyzyjnej oceny predyspozycji do zawodów lotniczych zauważono, kiedy zaczęto podpatrywać przyrodę, obserwować przelatujące ptaki i dążyć do ich naśladowania w przemieszczaniu się ponad ziemią.

2. ASPEKT HISTORYCZNY OCENY KANDYDATÓW DO LOTNICTWA

Od początku zainteresowania awiacją zauważono, że dobre zdrowie i rozsądek w realizacji ww. marzeń są czynnikami, które pozwalają zrealizować te zamierzenia związane z szybowaniem w przestworzach. Źródłem takiego rozumowaniabyły m.in. przekazy społeczne zawarte w myśleniu, niekiedy magicznym, jak na przykład legenda o Dedalu i Ikarze. Aby zapewnić bezpieczeństwo i efektywność tych marzeń, dla entuzjastów przemieszczana się w powietrzu, wprowadzono zapisy prawne dotyczące wymagań zdrowotnych, jakie należy spełnić, aby bezpiecznie zrealizować takie zamierzenia. I tak w naszym kraju dnia 7.01.1928 roku ówczesny Minister Spraw Wojskowych Józef Piłsudski swoim Rozkazem powołał specjalistyczną placówkę do realizacji tego zadania i wyznaczył grupę specjalistów, których misją była ocena zdrowia fizycznego i psychicznego dla śmiałków chcących wykonywać loty. Reprint tego dokumentu przedstawiono poniżej.

Nr 1

WARSZAWA
dnia 7 stycznia
1928 r.

DZIENNIK ROZKAZÓW

II. ROZKAZY MINISTRA SPRAW WOJSKOWYCH.

WYSZCZEGÓLNIENIE	Oficerowie lekarze			Szeregowi niezawodd.	Urzędn. cywilni			Niżsi funkc. państwowi od XIII do XVI st. sł.	UWAGI
	Sztabowi	Młodsi	S u m a		II kategorja	III kategorja	S u m a		
Kierownik	1a	-	1	-	-	-	-	-	a) Kierownik albo zastępca jest jednocześnie kierownikiem pracowni fizjologicznej i psychotechnicznej.
Zastępca kierownika	1a	-	1	-	-	-	-	-	
Internista i neurolog	2	-	2	-	-	-	-	-	
Okulista	1	-	1	-	-	-	-	-	b) Ewentualnie urz. cyw. II kat.
Otolaryngolog	1	-	1	-	-	-	-	-	c) 2 kanc. 1 maszynista
Chirurg-roentgenolog	1	-	1	-	-	-	-	-	d) Ponadto ordynans osobisty oficera według norm ustalonych Dz. Rozk. 23/27 poz. 282.
Chemik bakterjolog	-	1b)	1	-	-	-	-	-	
Psychotechnik	-	1b)	1	-	-	-	-	-	
Technik mechanik	-	-	-	-	1	-	1	-	
Personel pomocniczy	-	-	-	-	-	3c)	3	2	
Skład osobowy C.B.L.L.	7	2	9	d)	1	3	4	2	

Rys. 1. Materiały archiwalne Rozkazu powołania zespołu specjalistów oceniających kandydatów do lotnictwa [źródło: biblioteka WIML]

Z powyższego dokumentu prawnego wynika, że oceny takiej dokonuje nowo powołana w strukturach polskiego państwa instytucja, nazwana Centrum Badań Lotniczo-Lekarskich. Jej struktura organizacyjna była mocno sformalizowana, a skład osobowy to: kierownik, który równocześnie prowadził pracownię fizjologiczną i jego zastępca kierujący pracownią psychotechnicznąoraz tacy specjaliści jak: internista, neurolog, chirurg-rentgenolog, okulista, chemik-bakteriolog i psychotechnik, a także technik-mechanik oraz trzyosobowy personel pomocniczy. Ponadto oficerom przysługiwał dodatkowo, zgodnie z etatem, ordynans osobisty. Powyższa grupa specjalistów miała uprawnienia i obowiązek prowadzenia wszystkich badań lotniczo-lekarskich zarówno dla lotnictwa wojskowego jak i cywilnego. Ale już wówczas zauważono, iż oprócz wstępnych badań selekcyjnych, ważne jestsystematyczne monitorowanie stanu psychofizycznego podczas całego okresu aktywności zawodowej w lotnictwie.

Stąd też wprowadzono periodyczne badania okresowe, a w przypadku trudności szkoleniowych czy innych problemów zdrowotnych, personel lotniczy podlegał obligatoryjnym badaniom okolicznościowym. Natomiast pozytywna ocena stanu zdrowia, dokonana przez ww. zespół specjalistów, była przepustką do rozpoczęcia szkolenia lotniczego oraz wykonywania zawodów w lotnictwie wojskowym i cywilnym. Przez lata zbierano doświadczenia i powstały opracowania związane z uwarunkowaniami funkcjonowania człowieka podczas realizacji zadań w powietrzu [Kobos i Terelak 1989, Maciejczyk 2001][1]. Te opracowania miały charakter głównie aplikacyjny, ale też przyczyniały się do rozwoju wiedzy naukowej z zakresu czynników środowiska realizacji lotów, a także były niekiedy podstawą wielu prac awansowych (doktorskich i habilitacyjnych).

3. UWARUNKOWANIA DOBORU I SELEKCJI KANDYDATÓW DO LOTNICTWA

Trafny dobór zawodowy do służby w lotnictwie warunkowany jest m.in. znajomością szczegółowych zadań realizowanych na poszczególnych stanowiskach

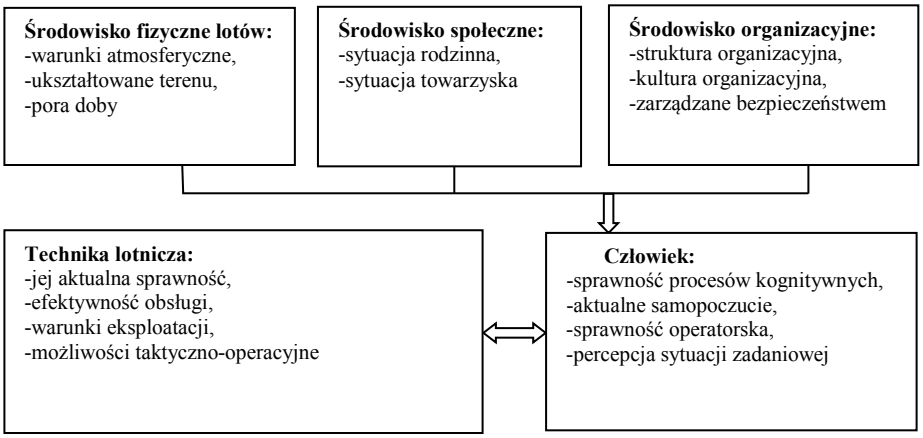
[1] Analizy badań naukowych dotyczyły: analizy ruchów oczu podczas pilotowania w symulatorach, chorób psychosomatycznych i układu krążenia, psychourologii, ergonomii kabin samolotów, kosztów psychofizycznych podczas lotów długodystansowych i konfliktów wojennych, oraz efektywności procesów kognitywnych w różnych warunkach realizacji misji lotniczych, a także wpływu dystraktorów na sprawność operatorską załóg lotniczych.

związanych nie tylko z pilotowaniem określonych statków powietrznych, ale również całą infrastrukturą pracującą na rzecz lotnictwa[2].
Tych uwarunkowań efektywności zawodowej w zawodach lotniczych jest bardzo wiele i można, z formalnego punktu widzenia, wyróżnić takie, które zależą o danej osoby, otoczenia społecznego, w którym realizuje zadania zawodowe, oraz od stopnia skomplikowania obsługi technicznej i eksploatacyjnej danego statku powietrznego w określonym etapie misji lotniczej. Schematy czynników determinujących efektywność w zawodach lotniczych przedstawiono poniżej.

Rys. 2. Ogólne uwarunkowania realizacji zadań w lotnictwie
[źródło: opracowanie własne]

Oczywiście powyżej przedstawiono tylko najważniejsze elementy funkcjonowania zawodowego personelu lotniczego. Natomiast, aby precyzyjne ocenić efektywność zawodową w lotnictwie, niezbędne jest podejście holistyczne, które obrazuje poniższy schemat.

[2] Do zdobycia szczegółowej wiedzy w tym zakresie, służą: specjalistyczne procedury i narzędzia (techniczna analiza pracy, psychologiczna analiza stanowiska pracy, arkusz Do zdobycia szczegółowej wiedzy w tym zakresie, służą: specjalistyczne procedury i narzędzia (techniczna analiza pracy, psychologiczna analiza stanowiska pracy, arkusz ocen stanowiska zaproponowanych przez brytyjski Health and SafetyExecutive (HSE) oraz doświadczenia indywidualne, które budują potencjał badawczy i orzeczniczy poszczególnych ekspertów, oceniających przydatność zawodową na poszczególnych stanowiskach pracy oraz w różnych specjalnościach zawodowych.



Rys. 3. Czynniki efektywności realizacji misji lotniczych.
[źródło: opracowanie własne]

Zatem, wspomniana efektywność realizacji misji lotniczych wymaga rozważenia wielu czynników, które należy mieć na względzie planując zarówno procedury doboru i selekcji do zawodów lotniczych, jak i podejmując działania edukacyjne w zakresie zdobywania wiedzy: z przedmiotów teoretycznych oraz organizacji praktycznego szkolenia w symulatorach lotniczych, a także również podczas realnego szkolenia w powietrzu. Ponadto trzeba podkreślić, że przyszły personel lotniczy studiujący w uczelni wojskowej pełni kilka ról społecznych[3], których priorytet zależy od etapu studiów i etapów szkolenia lotniczego. Do tych ról należą:

1) rola żołnierza,
2) studenta w wyższej uczelni politechnicznej,
3) personelu lotniczego.

Owa kolejność nie jest przypadkowa, a jest warunkowana etapami kształcenia i zdobywania wiedzy z różnych obszarów[4], a mająca w końcowym efekcie przygo-

[3] Rola społeczna – zbiór oczekiwań wobec jednostki związany z posiadaniem określonego statusu społecznego. Jest to zespół praw i obowiązków wynikających z zajmowania pozycji społecznej. Każda rola posiada swoje nakazy, zakazy i wyznacza margines swobody. Rola może niekiedy wchodzić w konflikt z cechami osobowości człowieka, który ją sprawuje. Może być też traktowana jako tymczasowa osobowość, wyobrażenie jednostki o sobie na użytek określonego kontekstu społecznego [https://pl.wikipedia.org/wiki/Rola_spo%C5%82eczna]

[4] Obszar niezbędnej wiedzy w uczeni lotniczej obejmuje: nauki podstawowe (fizyka, matematyka, nauki techniczne, społeczne, medyczne), oraz specjalistyczną wiedzę lotniczą (meteorologia, budowa i eksploatacja poszczególnych typów statków powietrznych, specyfiki wykonywania lotów, laboratoria, itp.). Ponadto kompleksowa edukacja obejmuje również: ćwiczenia w symulatorach lotniczych (lotnicze gimnastyczne przyrządy specjalne,

tować do służby w lotnictwie wojskowym, gdzie pilotowanie jest czynnością bardzo ważną, ale z punktu widzenia organizacji lotów i realizowanych zadań, jednak jest głównie zadaniem logistycznym. Natomiast oczywiście służy ono do efektywnej realizacji misji szkoleniowych, a w finalnym aspekcie do działań bojowych[5].

Stąd też, procedury oceny przydatności do studiów w wojskowej uczelni lotniczej winny uwzględniać wspomniane role społeczne, aproksymując efektywność w zawodach lotniczych przez cały okres aktywności zawodowej. Natomiast bieżącą oceną stanu psychofizycznego, a więc indywidualną oceną stanu psychofizycznego do realizacji ww. zadań, kandydatów do lotnictwa i personelu lotniczego zajmuje się specjalistyczna komisja lotniczo-lekarska.

4. DZIAŁALNOŚĆ ORZECZNICZA KOMISJI LOTNICZO-LEKARSKIEJ

Ocena predyspozycji zdrowotnych i psychologicznych do pracy/służby w lotnictwie jest realizowana kolejno przez specjalistów z wielu subdyscyplin wiedzy medycyny (klinicznej, lotniczej, orzeczniczej) i psychologii. Natomiast końcowym etapem tej procedury jest holistyczna ocena wyników badań ww. specjalistów oraz badań komplementarnych (laboratoriów klinicznych, obrazowych, wydolnościowych, symulatorów lotniczych /wirówki przeciążeniowej, komórciśnień i temperatur/). Dysponując ww. cząstkowymi wynikami badań, grupa specjalistów z komisji lotniczo-lekarskiej[6] podejmuje w oparciu o stosowne przepisy, kompleksową ocenęstanu zdrowia i wydaje stosowny dokument tzw. Orzeczenie, które jest decyzją administracyjną, czyli certyfikatem zdrowotnym, pozwalającym lub negującym podjęciem pracy na określonym stanowisku pracy przez określony czas[7]. Owa wieloetapowość oceny wynika ze wspomnianych uprzednioról społecznych, jakie przyjdzie pełnić przyszłemu personelowi lotniczemu. Aby efektywnie realizować

symulatory poszczególnych typów statków powietrznych, symulator awaryjnego opuszczania statków powietrznych, symulator dezorientacji przestrzennej, symulator wykonywania skoków spadochronowych, itp.).

[5] Szkolenie lotnicze w LAW jest zgodne z zasadami określonymi przez International Civil Aviation Organization (Organizacja Międzynarodowego Lotnictwa Cywilnego), która wytycza standardy bezpieczeństwa i efektywności szkolenia lotniczego na świecie (http://www.icao.int/about-icao/Pages/vision-and-mission.aspx).

[6] Aktualnie orzecznictwem zdrowotnym w lotnictwie wojskowym zajmuje się Rejonowa Wojskowa Komisja Lotniczo-Lekarska (RWKL-L) w Warszawie, natomiast odwołania od jej decyzji na drodze merytorycznej, realizuje Centralna Wojskowa Komisja Lekarska, a w obszarze organizacyjnym jest Wojewódzki Sąd Administracyjny.

[7] Ramy czasowe i częstotliwość poddania się obligatoryjnym badaniom w komisji lotniczo-lekarskiej zależą od tzw. zawodowej grupy orzeczniczej i są zawarte w dokumentach normatywnych [Dz. U. z dn. 26.01.2017, poz. 761 oraz poz. 163].

zadania zawodowe, niezbędne są różnego typu działania organizacyjne mające wspomagać sprawność zawodową.

5. DZIAŁALNOŚĆ PROFILAKTYCZNA

Ze względu na efektywność zawodową i czynniki ekonomiczne szkolenia lotniczego, organizatorom tego typu edukacji, a także pracodawcom zależy na tym, aby zatrudniony personel był jak najlepiej przygotowany do pełnienia szerokiego spektrum wyznaczonych zadań na różnych stanowiskach i w różnych warunkach ich realizacji oraz aby okres aktywności zawodowej był możliwie jak najdłuższy. Stąd też, personel lotniczy podlega permanentnym szkoleniom, nie tylko w ściśle określonych profesjach lotniczych, ale również musi obligatoryjnie zdobywać wiedzę z innych dyscyplin, aby jego sprawność zawodowa i aktywność były na najwyższym poziomie podczas realizacji zadań [Decyzja 374/MON w sprawie wprowadzenia do użytku w lotnictwie Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej „Regulaminu lotów lotnictwa Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej, 11.12.2013, Decyzja Nr 348/MON w sprawie wprowadzenia do użytku w lotnictwie Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej „Instrukcji zarządzania ruchem lotniczym w Siłach Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej", 30.12.2016]. Dlatego też są prowadzone obowiązkowe, periodyczne szkolenia dotyczące m.in. zmian funkcjonalnych w realizacji określonych zadań oraz uwarunkowań psychofizycznych, które mogą wystąpić podczas realizacji misji lotniczych.

Są to m.in.:

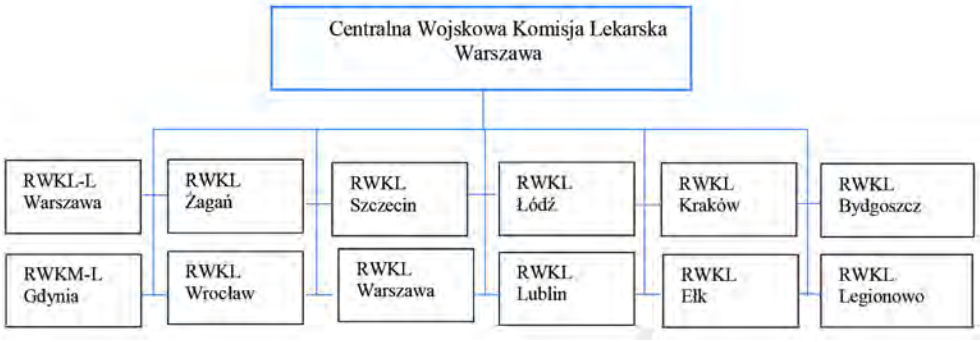
- kursy kwalifikacyjne na licencję klasy pilota inawigatora, które wymagają zdania przed Wojskową Lotniczą Komisją Egzaminacyjną 15 przedmiotów teoretycznych i egzaminu praktyczny, oraz spędzenie w powietrzu określonej liczby godzin;
- wykłady dla personelu lotniczego z fizjologii, medycyny i psychologii lotniczej;
- kursy i badania lotniczo-lekarskie uprawniające wykonywanie specjalistycznych zadań i pełnienia określonych funkcji: instruktora, wykonywania lotów z wykorzystaniem noktowizji, termowizji, itp. [Decyzja Nr 293/MON w sprawie wprowadzenia do użytku „Instrukcji licencjonowania pilotów i nawigatorów w lotnictwie Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej, 9.10.2013].

6. WSPÓŁCZESNA ORGANIZACJA OCENY LOTNICZO-LEKARSKIEJ

W odniesieniu do kandydatów do studiów w uczelni lotniczej (Lotniczej Akademii Wojskowej – LAW) ocena stanu psychofizycznego prowadzona jest w kilku etapach przez niezależne podmioty[8].

6.1. Ocena lekarska – I etap

Jest realizowana w Rejonowych Wojskowych Komisjach Lekarskich (RWKL), które prowadzą badania i orzekają pod kątem przydatności do zawodu żołnierza (rejonizacja według miejsca zamieszkania), a ich rozmieszczenie przedstawiono poniżej.

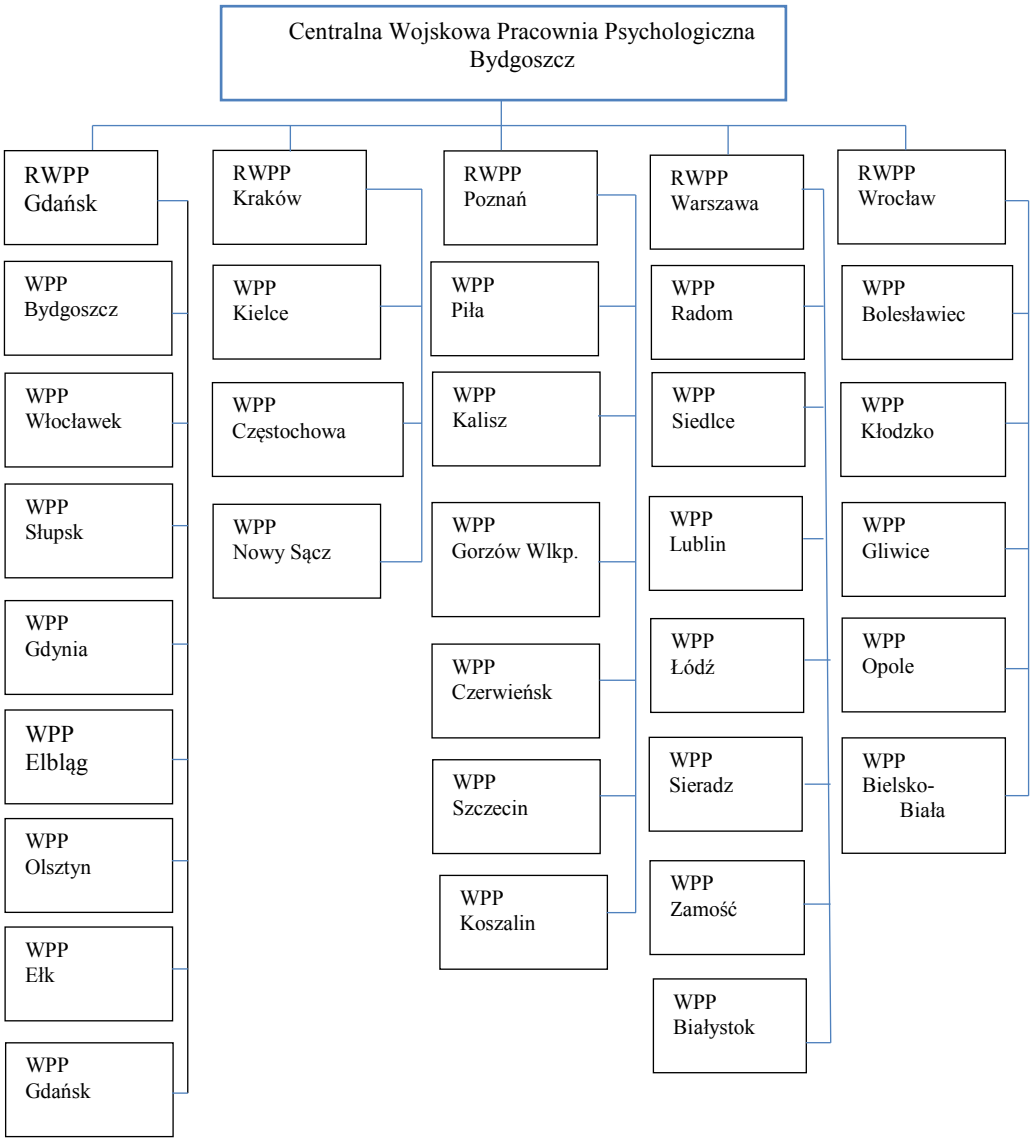


Rys. 4. Struktura orzecznictwa lekarskiego

6.2. Ocena psychologiczna – I etap

Badania psychologiczne kandydatów do zawodowej służby wojskowej realizują Wojskowe Pracownie Psychologiczne (WPP) oraz Regionalne Wojskowe Pracownie Psychologiczne (RWPP) (rejonizacja według miejsca zamieszkania). Natomiast instytucja odwoławczą jest Centralna Wojskowa Pracownia Psychologiczna (CWPP). Zadaniem tych pracowni jest ocena: sprawności intelektualnej, cech osobowości, sprawności psychomotorycznej i poziomu dojrzałości emocjonalneji społecznej [Rozporządzenie MON w sprawie badań psychologicznych osób powołanych do czynnej służby wojskowej, 6.05.2016].
Schemat organizacyjny poniżej.

[8] Od bieżącego roku akademickiego zmieniono organizację oceny medycznej i kandydaci po uzyskaniu pozytywnego orzeczenia WPP są kierowani do RWKL-L, która orzeka, zarówno przydatność na stanowisko żołnierza zawodowego, jak i do szkolenia w LAW.



Rys. 5. Struktura orzecznictwa psychologicznego

Po uzyskaniu pozytywnego Orzeczenia RWKL i WPP kandydaci są kierowani przez Wydziała Naboru LAW do Rejonowej Wojskowej Komisji Lotniczo-Lekarskiej w Warszawie (RWKL-L).

6.3. Ocena w Rejonowej Wojskowej Komisji Lotniczo-Lekarskiej w Warszawie

Ta komisja jest II etapem oceny zdrowotnej i psychologicznej pod kątem służby w zawodach (specjalnościach) w lotnictwie[9]. Specjaliści RWKL-L z medycyny lotniczej w składzie minimum trzyosobowym dysponując wynikami badań wykonywanych przez Wojskowy Instytut Medycyny Lotniczej w jego: gabinetach, pracowniach, zakładach, integrują uzyskane dane, i odnosząc je do zapisów prawnych, wydają stosownydokument administracyjny, które nosi nazwę „Orzeczenie", negujące lub uprawniające do szkolenia w określonej specjalności lotniczej.

Natomiast, jeżeli kandydat nie zgadza się z orzeczeniem RWKL-L, ma prawo odwołania się w ciągu 14 dni do ww. decyzji administracyjnej do Centralnej Wojskowej Komisji Lekarskiej, której decyzja (Orzeczenie) jest na drodze merytorycznej ostateczne. Ważność Orzeczeń komisji lekarskich i WPP wynosi jeden rok od daty ich wydania.

7. UWARUNKOWANIA TRAFNOŚCI DECYZJI ORZECZNICZYCH W LOTNICTWIE

Podejmowanie decyzji orzeczniczych, poza względami formalnymi, zależnejest wielu czynników. Mianowice, określenie stanu psychofizycznego danej osoby, mimo szeregu specjalistycznych procedur i wielu badań nie jest łatwe ze względu mi.in. dynamikę funkcjonowania człowieka i zmienność jego stanów psychofizjologicznych[10]. Stąd też niezbędne jest doskonalenie zawodowe orzeczników poprzez własną ustawiczną edukację, zbieranie doświadczeń dotyczących zdarzeń, wypadków oraz katastrof lotniczych oraz kontakty z personelem lotniczym w miejscu ich służby i realizacji zadań zawodowych, a także osobisty udział w misjach lotniczych. Takie działania optymalizują proces podejmowania decyzji orzeczniczych dotyczących aktualnego stanu psychofizycznego personelu lotniczego oraz jego perspektywę niezawodnego funkcjonowania zawodowego w określonym czasie.

---

[9] RWKL-L w oparciu o zapisy prawne określa zdrowotne grupy orzecznicze. Są to: grupa I piloci (podgrupa IA - kandydaci na pilota samolotów naddźwiękowych, podgrupa IB - kandydaci na pilota samolotów poddźwiękowych, podgrupa IC - kandydaci na pilota samolotów transportowych, śmigłowców, grupa II - kandydaci na nawigatora pokładowego, kandydaci na inżynierów pokładowych, kandydaci na członków personelu pokładowego, grupa III - kandydaci na członków naziemnego personelu lotniczego, kandydaci do personelu służby inżynieryjno-lotniczej, kandydaci na żołnierzy zawodowych obsługujący bezzałogowe statki powietrzne [Rozporządzenie MON z dn. 30 grudnia 2016 r. poz. 163].

[10] Na przykład tzw. zespół białego fartucha, stres, rytmika okołodobowa i jej wpływ na efektywność zadaniową i zawodową podczas badań oraz brak właściwego odpoczynku przed badaniami, chwilowa niedyspozycja zdrowotna itp.

7.1. Doświadczenia edukacyjne w komisjach lekarskich

Ważnym elementem w doskonaleniu procedur orzeczniczych jest też zdobywaniedoświadczeń indywidualnych przez pracowników komisji lekarskiej poprzez różne formy aktywności zawodowej. Są to: kwerendy literatury polskiej i światowej, organizacja konferencji i seminariów naukowych, czynny udział w konferencja naukowych w kraju i za granicą, doskonalenie zawodowe z medycyny i psychologii lotniczej, własne interdyscyplinarne prace badawcze, wizyty studyjne w jednostkach lotniczych, udział w konferencjach metodycznych poszczególnych skrzydeł, baz, brygad lotniczych, konferencji bezpieczeństwa lotów Sił Zbrojnych RP. Istotna jest też własna aktywnościw zdobywaniu wiedzy dotyczącej determinant funkcjonowania tzw. czynnika ludzkiego w poszczególnych rodzajach lotnictwa oraz na poszczególnych stanowiskach służbowych.

7.2. Feedback z badania wypadków i katastrof lotniczych dla orzecznictwa lotniczo-lekarskiego

Kolejnym, również istotnym etapem gromadzenia i zdobywaniapoza formalnych doświadczeń zawodowych orazzwiększenia trafności procedur diagnostycznych są teżinformacjewskazujące na zawodność działania „czynnika ludzkiego", których skutkiem były zdarzenia lotnicze (awarie, wypadki, katastrofy). Stąd też analiza ustaleń Komisji Badania Wypadków Lotniczych Lotnictwa Państwowego i Państwowej Komisji Badania Wypadków Lotniczych są bezcennym źródłem informacji o błędach popełnionych na etapie: obsługi statków powietrznych, organizacji i planowania lotów czy bezpośrednio przez załogi lotnicze oraz wpływu na sytuację krytyczną czynników zewnętrznych, które nie zawsze wcześniej dało się przewidzieć i zidentyfikować.

LITERATURA

Pozycje książkowe

1. Terelak J., 2011, Człowiek w sytuacji pracy w okresie ponowoczesności, Wydawnictwo Naukowe UKSW, Warszawa.

Artykuły w czasopismach

1. Caretta, T.R., 1993, Pilot candidate selection in the US Air Force, The International Journal of Aviation Psychology, nr 1, s. 384-388.
2. Caretta T.R., 2011, Pilot Candidate Selection Method, Aviation Psychology and Applied Human Factors, nr 1, s. 3-8.
3. Heffelt W., Gres W., 1993, The GAF selection system for flying personnel, The International Journal of Aviation Psychology, nr 1, s. 388-412.
4. Kobos Z., Terelak J., 1989, Niektóre temperamentalne determinant efektywności uczenia się pilotażu, Postępy Astronautyki, nr 3, s. 79-98.

5. Maciejczyk J., 2001, Kwalifikacja psychologiczna kandydatów do szkolenia lotniczego, Polski Przegląd Medycyny Lotniczej, nr 9(1), s. 26-39.

Rozporządzenia

Rozporządzenie Ministra Obrony Narodowej z dnia 30 grudnia 2016 r., poz. 163 zmieniające rozporządzenie w sprawie orzekania o zdolności do zawodowej służby wojskowej oraz właściwości i trybu postępowania wojskowych komisji lekarskich w tych sprawach" (Dz. U. z dn. 26.01.2017, poz. 761 oraz poz. 163).

Decyzja Nr 374/MON Ministra Obrony Narodowej z dnia 11 grudnia 2013 r. zmieniająca decyzję w sprawie wprowadzenia do użytku w lotnictwie Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej „Regulaminu lotów lotnictwa Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej" (RL-2012).

Decyzja Nr 348 /Ministra Obrony Narodowej z dnia 28 grudnia 2016 r. w sprawie wprowadzenia do użytku w lotnictwie Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej „Instrukcji zarządzania ruchem lotniczym w Siłach Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej" (IZRL-2017) (Dz. U. MON z dnia 30 grudnia 2016 r. poz. 220).

Decyzja Nr 293/MON Ministra Obrony Narodowej z dnia 9 października 2013 r. w sprawie wprowadzenia do użytku „Instrukcji licencjonowania pilotów i nawigatorów w lotnictwie Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej (ILPN-2013)" (Dz. Urz. MON z dn. 9 października 2013, poz. 244).

Rozporządzenie MON z dn.28 kwietnia 2016 r. w sprawie badań psychologicznych osób powołanych do czynnej służby wojskowej (Dz. U. RP z dn. 6 maja 2016 r. poz. 632).

Komunikaty Internetowe

1. Rola społeczna, https://pl.wikipedia.org/wiki/Rola_spo%C5%82eczna (dostęp 1.07.2020).
2. http://www.icao.int/about-icao/Pages/vision-and-mission.aspx (dostęp 1.07.2020).

THE SPECIFICITY OF HEALTH AND PSYCHOLOGICAL SELECTION OF AVIATION TRAINING CANDIDATES

The tests of aviation candidates and their scope is regulated by law. Also, aviation training (theoretical, practical) has multiple formal conditions set out in documents. The following are important for the implementation of these training projects: health and psychological standards necessary for effective tasks execution. Aviation jobs belong to the high-risk group, therefore the selection procedure is complicated and very detailed.

Keywords: aviation, professional selection, candidates