POLSKIE TOWARZYSTWO MECHANIKI TEORETYCZNEJ I STOSOWANEJ

# MECHANIKA W LOTNICTWIE

### ML-XV 2012

### TOM I

pod redakcją Krzysztofa Sibilskiego



Warszawa 2012

Konferencja pod patronatem

#### Polskich Linii Lotniczych LOT S.A.

#### Organizatorzy

- Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej
- Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej
- Instytut Inżynierii Lotniczej, Procesowej i Maszyn Energetycznych Politechniki Wrocławskiej
- Wydział Mechatroniki Wojskowej Akademii Technicznej
- Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych w Dęblinie
- Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych w Warszawie
- Wojskowy Instytut Techniczny Uzbrojenia
- Instytut Lotnictwa w Warszawie

#### Komitet Naukowy

Greg Abate (USA) \* Krzysztof Arczewski (Polska) Wojciech Blajer (Polska) \* Józef Gacek (Polska) Jacek A. Goszczyński (Polska) \* Marek Grzegorzewski (Polska) Ravindra Jategaonkar (Niemcy) \* Zygmunt Kitowski (Polska) Zbigniew Koruba (Polska) \* Ryszard Kostrow (Polska) Grzegorz Kowaleczko (Polska) \* Maciej Lasek (Polska) Mark Lowenberg (W. Brytania) \* Arkadiusz Mężyk (Polska) Jean-Marc Moschetta (Francja) \* J.A. Mulder (Holandia) Aleksander Olejnik (Polska) \* Marek Orkisz (Polska) József Rohács (Węgry) \* Roman Róziecki (Polska) Jerzy Sąsiadek (Kanada) \* Sergey Serokhvostov (Rosja) **Krzysztof Sibilski** (Polska) – przewodniczący Ryszard Szczepanik (Polska) \* Cezary Szczepański (Polska) Kazimierz Szumański (Polska) \* Peter Vörsmann (Niemcy) Bogdan Żak (Polska) \* Andrzej Żyluk (Polska)

ISBN 978-83-932107-2-5

CCopyright by Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej Warszawa 2012

Nakład: 150 egz.

Druk: Drukarnia nr 1, ul. Rakowiecka 37, 02-521 Warszawa

### Szanowni Czytelnicy!

Z prawdziwą przyjemnością oddajemy do rąk Czytelników jedenastą, dwutomową monografię z serii "Mechanika w Lotnictwie".

Publikacja zawiera artykuły – rozszerzone wersje referatów wygłoszonych na XV Konferencji "Mechanika w Lotnictwie" ML-XV 2012, zakwalifikowane do druku po recenzjach. Konferencja odbyła się w dniach 28-31 maja 2012 r. w Kazimierzu Dolnym.

Serię wydaje główny organizator Konferencji – Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej.

Konferencje "Mechanika w Lotnictwie" są organizowane od 1984 roku w cyklu dwuletnim i niezmiennie cieszą się powodzeniem wśród lotników, uzbrojeniowców i w pokrewnych środowiskach. XV została zadedykowana prof. Jerzemu Maryniakowi – inicjatorowi konferencji i przewodniczącemu Komitetu Naukowego 14 jej edycji. Rozpoczęła się uroczystą sesją poświęconą pamięci prof. Jerzego Maryniaka; w sesji uczestniczyła Małżonka Profesora, Pani prof. Irena Maryniak.

Na zakończenie pierwszego dnia Konferencji odbyła się "Dyskusja panelowa poświęcona naukowo-technicznym aspektom katastrofy smoleńskiej", której moderatorami byli prof. Krzysztof Sibilski i prof. Andrzej Żyluk.

Kolejne konferencje wykazały, że tworzą forum stymulujące i integrujące środowiska lotnicze instytutów naukowo-badawczych, wyższych uczelni cywilnych i wojskowych oraz przemysłu. Następuje wymiana informacji o najnowszych osiągnięciach naukowych w zakresie konstrukcji, badań doświadczalnych, symulacji numerycznej dynamiki lotu samolotów, rakiet i pocisków, ich eksploatacji, jak również bezpieczeństwa w locie.

Dziękując sponsorom za pomoc w wydaniu monografii, wyrażamy nadzieję, że i tym razem publikacja spotka się z dużym zainteresowaniem i przyczyni się do rozwoju polskiej myśli naukowo-technicznej oraz zwiększy bezpieczeństwo lotów.

Krzysztof Sibilski

## Rozdział I

# Pamięci Profesora Jerzego Marynika

#### WSPOMNIENIE O MOIM MISTRZU PROFESORZE JERZYM MARYNIAKU

JACEK A. GOSZCZYŃSKI Towarowa Gielda Energii S.A. e-mail: jaglot@poczta.onet.pl

#### 1. Wstęp

Pierwszy raz brałem udział (oczywiście tylko jako słuchacz) w II Konferencji "Mechanika w Lotnictwie" w 1986 roku, jeszcze jako student Wydziału Mechanicznego, Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej, przygotowujący swoją pracę dyplomową na specjalizacji Mechanika Stosowana. Szczególnie zainteresowała mnie ta konferencja poprzez osobę jej Przewodniczącego Profesora Jerzego Maryniaka, który razem ze swoimi przyjaciółmi naukowymi



profesorem Zbigniewem Dżygadło i profesorem Stanisławem Dubielem stworzyli tę platformę wymiany wolnej myśli naukowej w dziedzinie zastosowania mechaniki w lotnictwie. Prawdą jest, że przyjęcie pierwotnej zasady organizacji tej Konferencji w Warszawie, w pobliżu Politechniki Warszawskiej, ułatwiło tak mi, jak i wielu moim kolegom uczestniczenie w tym przedsięwzięciu naukowym.

Nie było to moje pierwsze spotkanie z Profesorem. Można wręcz powiedzieć, że Profesora Jerzego poznałem od razu na samym początku moich studiów na Wydziale MEiL Politechniki Warszawskiej. I poznałem Go od razu jako Człowieka o wielkiej wiedzy, wielki sercu i wielkiej troski o innych ludzi, szczególnie studentów.



Pamiętam, że kiedy rozpocząłem studia na Wydziale MEiL w październiku 1978 r., Profesor Jerzy Maryniak właśnie objął po raz pierwszy funkcję Dziekana Wydziału. Byłem wówczas z dużą grupą koleżanek i kolegów skierowany na praktyki robotnicze w Fabryce Samochodów Osobowych i jak to bywało w tamtych latach, warunki pracy były wręcz podłe i poniżające, a student na praktyce robotniczej dla ówczesnych władz FSO był niczym więzień skierowany przez tzw. "państwo" do pracy na taśmie produkcyjnej. To właśnie wtedy miałem po raz pierwszy do czynienia z Profesorem, kiedy razem z delegacją pracujących w FSO studentów interweniowałem u naszego Dziekana. To dzięki Niemu i Jego zaangażowaniu udało się rozładować napięcie i emocje wśród studentów. Potraktował nasze postulaty jak swoje, osobiście interweniując w Dyrekcji FSO. To właśnie dzięki takiej postawie był – można powiedzieć – uwielbiany przez studentów, co m.in. zaowocowało zdecydowanym poparciem studentów w trakcie wyborów Dziekana Wydziału w 1981 r. i objęciem tej funkcji w październiku tego tak trudnego roku.

Wielu, a nawet bardzo wielu studentów naszego Wydziału dziękowało za Jego zaangażowanie w życie wydziału i uczelni. Nigdy nie zapomnę pamiętnego strajku studentów Politechniki w listopadzie i grudniu 1981 r. i reakcji



Profesora na postulaty studentów. Zawsze je wspierał i wszystkim przypominał, że jest depozytariuszem transparentów protestu studenckiego z 1968 roku. Pamiętam nasze rozmowy w pomieszczeniach klubu BOOM, kiedy w trakcie strajku odwiedzał nas ze swoją córką Agnieszką – dzisiaj bedącą profesorem psychologii w Centrum Zdrowia Dziecka. Najbardziej przejmujące wspomnienia z tamtego czasu, to czas wprowadzenia stanu wojennego 13 grudnia 1981 r. i Jego reakcja i wsparcie dla tych studentów, którzy jeszcze kontynuowali strajk w Gmachu Głównym Politechniki Warszawskiej, a szczególnie wsparcie dla byłych studentów Wyższej Oficerskiej Szkoły Pożarniczej z ofertą ich przyjęcia na MEiL. Pamiętam też ten czas jako czas pomagania tym, którzy wówczas stracili wolność – byli internowani, jak np. Krzysztof Leski nasz kolega z 2 roku, który został zatrzymany na Mokotowskiej w siedzibie Regionu Mazowieckiego "Solidarności". Profesor zawsze starał się, aby jak mawiał "wszystkie samoloty wróciły do bazy", tj., aby wszyscy studenci uczestniczący w różnego rodzaju wydarzeniach i protestujący przeciwko stanowi wojennemu wrócili na zajęcia i skończyli studia. To była szczególna postawa w tamtych latach. To ta postawa do dzisiaj pozostała w pamięci tamtych studentów – w tym i mojej.

#### 2. Kariera zawodowa Profesora

Profesor był jednym z najwybitniejszych polskich specjalistów mechaniki i dynamiki lotu. Stworzył i opisał osobną dziedzinę mechaniki, tj. *Dynamikę Obiektów Ruchomych*, specjalizując się w badaniach stanów awaryjnych obiektów ruchomych, lądowych, pływających i szczególnie – latających. Profesor, który urodził się 22 października 1932 r., już w trakcie II wojny światowej, w mrocznych czasach okupacji był współorganizatorem Tajnej Drużyny Harcerskiej w Żurominie. Pracy społecznej w harcerstwie poświęcił się do 1959 r. To na obozach harcerskich spróbował pierwszych podskoków lotniczych na szybowcu SG. Później uzyskał licencję pilota szybowcowego. W 1952 uzyskał dyplom technika z zakresu budowy płatowców, kończąc Państwowe Liceum Mechaniczne i Lotnicze w Warszawie na ulicy Hożej. Realizując swoje pasje, w 1952 r. rozpoczął studia na Wydziale Lotniczym Politechniki Warszawskiej, kończąc je w 1958 r. i uzyskując tytuł magistra inżyniera lotnictwa.

Wiele razy w rozmowach Profesor wspominał swoje początki pracy zawodowej jako asystenta na Politechnice w Katedrze Mechaniki Lotu Wydziału Lotniczego oraz w PZL na Okęciu, gdzie był delegowany do zespołu badań rezonansowych TS 11 Iskra, w czasie tworzenia tego samolotu przez inż. Tadeusza Sołtyka. Twierdził, że poznawanie najnowszych technik lotniczych bardzo Mu ułatwiło pojmowanie zjawisk fizycznych otaczającego świata. To również w tamtych czasach z kolegami W. Łucjankiem i R. Aleksandrowiczem opracował ciekawy i interesujący zbiór zadań dla studentów lotnictwa z zakresu *Mechaniki Lotu*. Do dziś ten zbiór jest podstawą ćwiczeń z zakresu tego przedmiotu.

W 1967 r. obronił rozprawę doktorską "Stateczność dynamiczna szybowca w locie na holu", której promotorem był prof. Władysław Fiszdon. Pamiętam, jak wspominał pierwsze próby wykorzystania do obliczeń numerycznych systemu Elektronicznej Techniki obliczeniowej KER, który był umieszczony w Pałacu Kultury i Nauki. Nie było łatwo uzyskać dostęp do tej maszyny. Dla dzisiejszej młodzieży to wręcz niewyobrażalne – tamta maszyna miała wydajność niższą niż dzisiejszy IPHONE.

W latach 1970-1978 Profesor był zastępcą dyrektora Instytutu Mechaniki Stosowanej, a po przekształceniach Instytutu Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej. Pracę habilitacyjną "Dynamiczna teoria obiektów ruchomych" przedstawił w 1975 roku, uzyskując stopień doktora habilitowanego nauk technicznych. W 1978 roku otrzymał tytuł profesora nadzwyczajnego, a w 1997 tytuł profesora zwyczajnego.

Profesor był promotorem 42 doktorantów. Tematyka 11 obronionych rozpraw doktorskich dotyczyła rakiet, bomb oraz różnego rodzaju torped i pocisków, 24 – lotnictwa, 5 – pojazdów itp. Recenzował 74 rozprawy doktorskie, 23 rozprawy habilitacyjne. Wystawił 8 opinii na tytuł naukowy profesora, 23 opinie na tytuł naukowy profesora nadzwyczajnego i 4 na stanowisko docenta. Studenci MEiL-u najbardziej zapamiętali Go jako promotora 182 magister-



skich prac dyplomowych oraz jako autora i współautora 317 opublikowanych prac i artykułów naukowych, 6 książek, monografii i skryptów.

Profesor od początku pracy zawodowej brał udział w badaniach dla polskiego przemysłu lotniczego i zbrojeniowego. Wykonał 178 opracowań, badania rezonansowe szybowców, samolotów i rakiet (Żuraw, Mucha 100, Mnimca, Sohaj, Ważka, Bocian, Zefir 2, Kobuz 3, Zefir 4, Jak-23, TS11, Lim5, Lim2, MD12, Wilga 2, łopaty Mi2, Meteor). Wykonał obliczenia aerodynamiki, mechaniki i dynamiki lotu samolotu Wyrób 300 (I22 Iryda), PZL230 Skorpion, BIELIK, Symulator IAPETUS, rakieta KSENON. Profesor przeprowadził obliczenia i badania korkociągowe TS11, PZL130, I22 Iryda z modyfikacjami. Był również kierownikiem odbioru wirówki dla badań pilotów w Wojskowym Instytucie Lotniczym.

Cała wiedza i zaangażowanie profesora uwidoczniło się w trakcie badań katastrof lotniczych i ekspertyzach im towarzyszących samolotów AN24 SP-LTU (1981), IŁ62 Kopernik (1980), IŁ62M Kościuszko (1987), I22 (1996), Airbus A320 (1993), TS11 (1998), Katastrofa Gibraltarska (1943), CASA (2008). Profesor był zaangażowany w ocenę projektu PZL105, PZL130, PZL W4, PZL W3 Sokół, PZL 230, I-23, J5 (Janowski), Bielik (Margański).

#### 3. Wspomnienia wspólnej pracy

Dzięki inicjatywie Profesora w 1982 roku, kiedy zajęcia na uczelniach były zawieszone, wielu studentów przeszło na indywidualny tok studiów. Ja również. Moim opiekunem, wręcz tutorem został Profesor. To On zaprojektował mój program studiów, ukierunkowując mnie na mechanikę stosowaną. To On



zmobilizował mnie do podjęcia się realizacji ambitnej pracy dyplomowej, opartej o cykl badań eksperymentalnych w tunelu aerodynamicznym modelu lotni o płacie półsztywnym FLEDGE2. Tak naprawdę, to wówczas w 1986 roku zacząłem z nim współpracę naukową. Po obronie pracy dyplomowej, kiedy musiałem ze względów rodzinnych wyjechać z Warszawy, Profesor zaproponował mi prace zlecone dotyczące obszaru zagadnień, z którymi zapoznałem się przy pracy dyplomowej. Były to prace na rzecz przemysłu zbrojeniowego. Opisuję ten fragment mojej i Jego historii, gdyż efektem tej pracy były pierwsze moje publikacje wspólne z Profesorem.



Z upływem czasu poznawałem lepiej i bliżej Profesora. Z czasem stał się moim Mistrzem i Mentorem i do końca swych dni był moim Opiekunem, tak życiowym jak i naukowym. To dzięki Profesorowi trafiłem do pracy do Instytutu Lotnictwa, gdzie pracowałem przy samolocie I22. To dzięki niemu, kiedy wyczerpywały się w czasie przemian ustrojowych 1990-1992 możliwości pracy zawodowej, podjąłem się wyzwania zastosowania metod numerycznych do analizy dynamiki I22 celem dostrojenia systemu sterowania tego samolotu. W efekcie, realizując w Instytucie projekt na rzecz armii, przygotowałem pracę doktorską pod kierunkiem Profesora, którą obroniłem w styczniu 1994 roku jako 24 doktorant Profesora.

W następnych latach razem z Profesorem realizowaliśmy wiele interesujących projektów badawczych Komitetu Badań Naukowych z zakresu dynamiki lotu obiektów latających, nawiązując szeroką współpracę z czołowymi ośrodkami naukowymi w Polsce. Stworzyliśmy nieduży i niezwykle sprawny zespół badawczy w Instytucie, dzięki któremu mogliśmy podejmować się bardzo ciekawych wyzwań, jak chociażby analiza rekonstrukcji trajektorii lotu samolotu I22, który rozbił się we wsi Niedźwiedź w 1996 roku. Miałem zaszczyt być z Profesorem współautorem blisko 45 prac i artykułów naukowych.



Prowadziliśmy tę niezwykle ciekawą pracę do roku 2004, kiedy to razem zostaliśmy zwolnieni z Instytutu. O ile dla mnie ten fakt przyniósł zupełnie inne koleje losu, bowiem zacząłem pracować w obszarze funkcjonowania Kodeksu Spółek Handlowych, to dla Profesora było to zdarzenie niezwykle trudne. W konsekwencji od 2004 roku Profesor objął stanowisko profesora zwyczajnego w Wyższej Oficerskiej Szkole Sił Powietrznych w Dęblinie, realizując swoje marzenia o kształceniu polskich pilotów, których zawsze bardzo cenił.

Od 1986 roku razem z Profesorem działałem w Polskim Towarzystwie Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej. Dzięki Niemu, a raczej dzięki jego inicjatywie, byłem skarbnikiem Zarządu Głównego PTMTS przez kilka kadencji. Zawsze wiedziałem, że na Profesora mogę liczyć, tak w sprawach naukowych jak i osobistych. Nigdy się na nim nie zawiodłem. Mam nadzieję że On nigdy nie zawiódł się na mnie.

24 maja 2012 r. minął rok od odejścia Profesora. Dla mnie szczególnym dniem w pamięci pozostanie na zawsze dzień 9 maja 2011 r. Tego dnia razem z Andrzejem Żylukiem odwiedziliśmy Profesora u Niego w domu, składając mu najserdeczniejsze życzenia z okazji Jego Imienin. Imienin, na które przychodziłem do Profesora od 1982 roku. Zawsze, kiedy byłem w Warszawie. Imienin, w czasie których spotykali się u Niego wszyscy, którzy szanowali i cenili Profesora Jerzego Maryniaka.

Cześć Twojej Pamięci Profesorze!

#### MÓJ PROFESOR, MÓJ MISTRZ, MÓJ MENTOR – WSPOMNIENIE O PROFESORZE JERZYM MARYNIAKU

Edyta Ładyżyńska-Kozdraś

Politechnika Warszawska, Wydział Mechatroniki e-mail: e.ladyzynska@mchtr.pw.edu.pl

#### 1. Moje początki

Pana Profesora Jerzego Maryniaka poznałam, gdy jako studentka Wydziału Fizyki Technicznej i Matematyki Stosowanej poszukiwałam ciekawego tematu pracy magisterskiej. Na moim macierzystym wydziale panował wówczas zwyczaj, że temat owej pracy powinien mieć na celu zastosowanie zagadnień matematycznych w praktyce inżynierskiej (co było niejako potwierdzeniem uzyskiwanego tytułu magistra inżyniera). Los pokierował mnie na Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa (MEiL), gdzie wspólnie z koleżanką udałyśmy się do znanego i polecanego przez studentów Profesora.



Prof. dr hab. inż. Jerzy Maryniak okazał się świetnym specjalistą i wspaniałym człowiekiem. Mnie i koleżankę przyjął z wielką życzliwością. Dał nam wsparcie i otoczył opieką. Zachęcał do wytężonej pracy.

Sława i szacunek, jakim był otoczony, mobilizowały nas do wytężonej pracy i wysiłku, aby podołać wymaganiom stawianym przez naszego promotora. Studiowałyśmy matematykę i na mechanice lotu nie znałyśmy się wcale. Wszystkie pojęcia były dla nas nowe i obce. Profesor zachęcał nas do studiowania literatury, dawał do przeanalizowania swoje publikacje, zapraszał do uczestniczenia w prowadzonych przez siebie wykładach i przede wszystkim udzielał konsultacji. Jego pokój zawsze stał przed nami otworem. Profesor nigdy nie odmówił pomocy. Przyjął, poczęstował herbatą i z anielską cierpliwością wyjaśniał niezrozumiałe kwestie, zawiłości i zwracał uwagę na błędy. Zawsze życzliwy, ciepły, uśmiechnięty...

#### 2. Okres prób i błędów

Po obronie pracy magisterskiej bardzo chciałam kontynuować rozpoczętą pracę naukową w ramach studiów doktoranckich. Niezmiernie się ucieszyłam, gdy Pan Profesor zaproponował mi dalszą współpracę, przychylając się do mojej prośby o pokierowanie pisaną przeze mnie rozprawą doktorską.

Lata studiów doktoranckich były specyficznym i bardzo ważnym okresem w moim życiu, ponieważ dzięki wsparciu Profesora Jerzego Maryniaka mogłam połączyć pracę nad doktoratem z opieką nad małymi wtedy jeszcze dziećmi.

Na konsultacje do Profesora najczęściej przychodziłam z gotowymi fragmentami mojej pracy, które przynosiłam do sprawdzenia. Często też omawialiśmy i dyskutowaliśmy nad elementami problematycznymi, które budziły zastrzeżenia. Popełniałam przeróżne błędy, nigdy jednak nie usłyszałam od mojego Promotora słów krytyki, choć zdaję sobie sprawę, że nie raz na nie zasłużyłam. Wręcz przeciwnie, wizyty w Jego gabinecie zawsze dodawały mi otuchy, optymizmu i siły do działania. Podziwiałam zawsze Jego wszechstronną wiedzę, a przede wszystkim dar jej przekazywania, dzięki któremu najbardziej skomplikowane zagadnienia mechaniczne stawały się proste, jasne i logiczne. Profesor Maryniak był dobrym psychologiem, potrafił "wyczuć" ludzi i w odpowiedni sposób z nimi rozmawiać, za co jestem mu niezmiernie wdzięczna.

Takie były początki naszej długoletniej znajomości i współpracy.

Po obronie rozprawy doktorskiej rozpoczęłam pracę na Wydziale Mechatroniki Politechniki Warszawskiej i jednocześnie dalej starałam się kontynuować współpracę z Profesorem Jerzym Maryniakiem. Razem wystąpiliśmy



o grant, współpracowaliśmy z różnymi jednostkami naukowymi, wykonywaliśmy prace dla przemysłu.

Dzięki współpracy, kontroli i mądrym radom Profesora, praca nad opracowywanymi zagadnieniami stawała się inspiracją i twórczą przygodą, a wizyty w Jego gabinecie zawsze dodawały mi optymizmu i siły do działania. Dlatego też Profesora Jerzego Maryniaka będę pamiętała jako wspaniałego człowieka, który ukierunkował moje działania, służył zawsze wsparciem i pomocą, był moim "dobrym duchem", moim Mentorem i Nauczycielem.

Widać było, jak bardzo kochał swoją pracę – nie tylko tę naukową, ale również pracę ze studentami. To był prawdziwy wykładowca, który potrafił zjednać sobie każdego studenta. Nic więc dziwnego, że na prowadzone przez Niego wykłady przychodziły setki osób – sala zawsze była pełna, a studenci, dla których zabrakło krzeseł, siadali na podłodze i słuchali, bo Profesor umiał opowiadać. Wykład merytoryczny urozmaicał dowcipami i anegdotami, tak że nikt na sali nie mógł się nudzić. Nawet, gdy zdrowie Mu już nie dopisywało, gdy z trudem pokonywał piętro dzielące jego pokój od sali wykładowej, z uśmiechem i zadowoleniem oczekiwał na kolejne spotkanie ze studentami. Zawsze też chwalił studentów, że są uczynni, że zawsze znajdzie się ktoś, kto wniesie rzutnik, pomoże go uruchomić. Ufał ludziom, wierzył w ich dobrą wolę i o dziwo – rzadko się zawodził.

Nigdy nie narzekał. Gdy pytałam o zdrowie, podkreślał tylko te elementy, które świadczyły o Jego dobrym samopoczuciu. Dla Niego szklanka była zawsze do połowy pełna, zawsze doszukiwał się pozytywnych stron życia.



Czasami jednak Profesora nachodziły wątpliwości. Zastanawiał się, czy dobrze robi, ukierunkowując działania ludzi – pokazując im ścieżki, którymi potem idą. Powtarzałam Mu wtedy, że to jest ich własny wybór, a działania Profesora mogą tylko pomóc. I pomagały...

Najlepszym przykładem jestem ja sama. To dzięki Profesorowi Jerzemu Maryniakowi mogłam jednocześnie dbać o rodzinę, wychowywać dzieci i prowadzić pracę naukową, zdobywać kolejne szczeble wiedzy, kształtować swoje umiejętności. To dzięki Niemu rozpoczęła się moja przygoda z nauką i jestem dumna, że mogę zaliczyć się do grona wychowanków Profesora Maryniaka. Pozostanie On dla mnie zawsze niepodważalnym wzorem Naukowca, Nauczyciela Akademickiego i Przyjaciela. Uważam za swój największy życiowy sukces, że miałam okazję współpracować z tak wybitnym i wspaniałym Człowiekiem.

Dziękuję za wszystko, czego mnie Pan Profesor nauczył i przekazał. Dziękuję za wszystkie rozmowy, nie tylko te naukowe. Dziękuję za dobroć, za zaufanie, którym zostałam obdarzona i obiecuję, że postaram się go nie zawieść.

#### 3. Z życia Profesora – okruchy przeszłości

Profesor Jerzy Maryniak urodził się 22 października 1932 r. w Łomży jako najstarszy syn Stanisława Maryniaka i Elżbiety z Kołodziejskich Maryniakowej. Jego rodzice byli urzędnikami pocztowymi i w związku z wykonywaną pracą często zmieniali miejsce pobytu.

145 Aktu 1932 Rok Swiadectwo metryczne. Urodz. o ruy Umari Zawarit zwark małżeński IMIE I NAZWISKO Imie i nazwisko rodzicóv Longy

Lata II wojny światowej Jerzy Maryniak spędził wraz z rodziną w Dąbrowie.

Okres ten w szczególny sposób zapisał się w Jego pamięci. Wuj Profesora – Anastazy Kołodziejski "Gromek" – był komendantem Oddziału Sierpeckiego AK, Jego ojciec - "Wichura" - również należał do tych oddziałów, biorac czynny udział w ich działaniach i przewodząc wielu brawurowym akcjom. Mały Jurek bacznie przygladał się poczynaniom obydwu mężczyzn i chętnie ich naśladował. Był współzałożycielem tajnej drużyny harcerskiej, która spotykała się w kościele pod przykrywka ministrantów służacych do mszy (tylko w kościele można sie było spotykać regularnie, nie wzbudzając podejrzeń okupanta). Harcerze realizowali tajny program w oparciu o książki Aleksandra Kamińskiego, chodzili na tajne komplety, które najczęściej odbywały się w oddalonym o dwa kilometry Zurominie (dzięki którym Pan Profesor zaliczył sześć klas szkoły podstawowej), a także prowadzili działalność dywersyjna. Profesor czesto wspominał, jak to przenosił pocztę od proboszcza do wuja i z powrotem, a także o swojej niedoszłej wyprawie na pomoc walczącym w Powstaniu Warszawskim mieszkańcom stolicy.

Po okupacji Jerzy Maryniak kontynuował swój związek z harcerstwem, pełniąc w szeregach Związku Harcerstwa Polskiego różnorakie funkcje aż do 1959 roku. Kolejno był: przybocznym, drużynowym, zastępcą komendanta hufca oraz instruktorem Komendy Chorągwi Mazowieckiej i Wydziału Technicznego Naczelnictwa ZNP w Warszawie. Po wojnie, w roku 1945, Jerzy Maryniak zdał egzamin do Państwowego Gimnazjum w Mławie i we wrześniu rozpoczął naukę w Państwowym Gimnazjum i Liceum w Działdowie, dokąd przenieśli się Jego rodzice.

Lotnictwo było jego pasją od najmłodszych lat.



W 1947 roku, po ukończeniu kursu Przodowników Modelarstwa Lotniczego zorganizowanego przez Naczelnictwo ZHP w Warszawie na Gocławiu, zorganizował i prowadził modelarnię lotniczą w Państwowym Gimnazjum w Działdowie do roku 1949.

Po zdaniu małej matury w roku 1949 wstąpił do Państwowego Liceum Mechanicznego i Lotniczego w Warszawie, które ukończył z wyróżnieniem w 1952 roku, uzyskując dyplom technika mechanika budowy płatowców. W tym czasie jako członek Aeroklubu Warszawskiego przeszedł szkolenie szybowcowe w Mrągowie w 1950 roku oraz spadochronowe w Warszawie w 1951 roku.

W 1952 roku rozpoczął studia na Wydziale Lotniczym Politechniki Warszawskiej. Tytuł magistra inżyniera otrzymał 18 listopada 1958 r.

5 października 1954 r., będąc na drugim roku studiów, zawarł związek małżeński z Ireną z domu Manturo, z którą zgodnie przeżyli 57 lat, wychowując dwoje dzieci – syna Michała i córkę Agnieszkę.

Pracę zawodową rozpoczął w dniu 1 czerwca 1957 r. w Katedrze Mechaniki Lotu Wydziału Lotniczego Politechniki Warszawskiej jako asystent naukowobadawczy. Następnie, po restrukturyzacji Wydziału, w dalszym ciągu pracował w Katedrze Mechaniki, a później w Zakładzie Mechaniki Wydziału Mechanicznego Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej. Pracował kolejno na stanowiskach nauczyciela akademickiego jako: starszy asystent, adiunkt, docent, profesor nadzwyczajny (od 1978 roku) i profesor zwyczajny (od 1997 roku). Kolejno też zdobywał poszczególne szczeble kariery naukowej: 27 czerwca 1967 r. uchwałą Rady Wydziału Mechanicznego Energetyki i Lotnictwa nadany Mu został stopień naukowy doktora nauk technicznych za pracę pt: "Stateczność dynamiczna szybowca w locie na holu", której promotorem był prof. dr hab. inż. Władysław Fiszdon; 10 lutego 1975 r. uchwałą tej samej Rady otrzymał stopień naukowy doktora habilitowanego nauk technicznych (nagrodzony przez Ministra Nauki Szkolnictwa Wyższego i Techniki nagrodą III stopnia).

W latach 1971-1978 Profesor Jerzy Maryniak był zastępcą dyrektora Instytutu Mechaniki Stosowanej, a po reorganizacji – Instytutu Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej (trzy kadencje). W latach 1978-1984, przez dwie kadencje, był Dziekanem Wydziału Mechanicznego Energetyki i Lotnictwa PW.



W roku 1992 Minister Przemysłu i Handlu mianował prof. dr hab. inż. Jerzego Maryniaka na stanowisko profesora w Instytucie Lotnictwa w Warszawie, gdzie pracował do 2003 roku. Brał również czynny udział w Radach Naukowych Instytutu Lotnictwa (1980-2003), Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych (1973-1996) oraz Wojskowego Instytutu Technicznego Uzbrojenia (1988-2001), a po przejściu na emeryturę na Politechnice Warszawskiej, podjął od marca 2007 roku pracę w Wyższej Oficerskiej Szkole Sił Powietrznych, gdzie pracował na stanowisku profesora zwyczajnego do września 2010 roku.

Był promotorem 182 obronionych magisterskich prac dyplomowych, wypromował 42 doktorów nauk technicznych. Jest autorem lub współautorem ok. 370 opublikowanych prac, w tym 8 książek, monografii i skryptów. Profesor Jerzy Maryniak aktywnie uczestniczył w pracach towarzystw naukowych, naukowo-technicznych i społecznych. W latach 1988-1996 (cztery kadencje) był przewodniczącym Zarządu Oddziału Warszawskiego Polskiego Towarzystwa Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej (PTMTS), a od 1994 do 1998 (dwie kadencje) przewodniczącym Zarządu Głównego. Towarzystwo to w 2000 roku nadało Profesorowi godność członka honorowego. W latach 1983-1990 przewodniczył zespołowi Komitetu Technicznego Naczelnej Organizacji Technicznej (NOT) ds. Doskonalenia Kadr, w latach 1988-1994 (dwie kadencje) był członkiem zarządu Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów Mechaników Polskich (SIMP).

Brał czynny udział w pracach dla przemysłu lotniczego, w badaniach, obliczeniach i eksperymentach. Wykonał ponad 250 opracowań z badań dla przemysłu, głównie lotniczego. Były to: badania rezonansowe szybowców, samolotów i rakiet (Żuraw, Mucha 100, Minimca, Sohaj, Ważka, Bocian, Zefir-2, Kobuz-3, Zefir-4, Jak-23, TS-11, Iskra, Limb-2, Limb-5, MD-12, Wilga-2, łopaty śmigła Mi-2, Mereor), obliczenia aerodynamiki i dynamiki samolotów, pocisków rakietowych i bomb (wyrób 300, I-22 Iryda, PZL-230, Skorpion, symulator IAPETUS, rakieta KSENON, bomba ćwiczebna LBĆw-10, pocisk rakietowy NLPR-70), a także obliczenia modelowe i badania korkociągowe (TS-11 Iskra, PZL-130, Orlik, I-22 Iryda).

Brał udział w ekspertyzach i badaniach wielu katastrof lotniczych (m.in.: IŁ-62 w 1980 roku, IŁ-62M w 1987 roku, Wyrób-300 w 1987 roku, I-22 w 1996 roku czy katastrofa Gibraltarska w 1943 roku). Wielokrotnie powoływany był na biegłego sądowego (m.in. w sprawie katastrof samolotów: I-22 w 1997 roku, TS-11 w 1998 roku, Cesna 150M w 2007 roku czy Casa C-295M w 2008 roku).

Profesor Jerzy Maryniak został uhonorowany wieloma wyróżnieniami i odznaczeniami. Najważniejsze z nich to: Krzyż Oficerski Orderu Odrodzenia Polski (2001); Krzyż Kawalerski Orderu Odrodzenia Polski (1978); Medal Komisji Edukacji Narodowej (1980); Złoty Krzyż Zasługi (1975); medale za Zasługi dla Obronności Kraju: Brązowy (1979, 1980), Srebrny (1985), Złoty (1987); Zasłużony dla Lotnictwa (1987); Zasłużony Pracownik Instytutu Lotnictwa (1996); Zasłużony dla Wojsk Obrony Powietrznej Kraju (1984); Błękitne Skrzydła (1997); nagrody Ministra Szkolnictwa Wyższego; Ministra Przemysłu; nagrody Rektora Politechniki Warszawskiej; Honorowa Odznaka "Sibir" (2000); Honorowa Odznaka SIMP: Brązowa (1993), Srebrna (1995), Złota (1998); Zasłużony dla Wojskowej Akademii Technicznej – Złoty Medal (2002); Zasłużony dla Wojskowego Instytutu Technicznego Uzbrojenia (2001); Brązowy Medal Zasługi Łowieckiej (2001). Niewątpliwie Profesora Jerzego Maryniaka zapamiętamy jako wybitnego eksperta w dziedzinie mechaniki lotu, dynamiki obiektów ruchomych, balistyki, biomechaniki, techniki lotniczej i uzbrojenia. Odwaga cywilna i bezkompromisowość wypowiedzi połączona z głęboką wiedzą powodowała, że był on znanym i cenionym Naukowcem, wybitnym Człowiekiem oraz wspaniałym Nauczycielem kilku pokoleń adeptów lotnictwa.

Cześć Jego pamięci!



## Rozdział II

# Dyskusja panelowa

### DYSKUSJA PANELOWA DOTYCZĄCA NAUKOWO-TECHNICZNYCH ASPEKTÓW WYPADKU SAMOLOTU TU-154M Z 10 KWIETNIA 2010 R.

#### 1. Wprowadzenie

Przyczyny wypadku samolotu Tu-154M, w którym zginął Prezydent RP Lech Kaczyński oraz 95 pasażerów i członków załogi, od dwóch lat budzą wiele emocji, czego wyrazem jest duża liczba wypowiedzi osób niekoniecznie mających doświadczenie w badaniu wypadków lotniczych.

W związku z prowadzonym badaniem wydano dwa raporty opisujące przebieg tragicznego lotu i genezę błędów, które doprowadziły do katastrofy: raport Międzypaństwowego Komitetu Lotniczego MAK prowadzącego badanie na polecenie premiera rządu Federacji Rosyjskiej oraz raport Komisji Badania Wypadków Lotniczych Lotnictwa Państwowego (KBWL LP) powołanej przez Ministra Obrony Narodowej Rzeczpospolitej Polskiej.

Analiza dyskusji publicznej wskazuje, że wiele nieporozumień w interpretacji ustaleń zawartych w oficjalnych raportach z badania tego wypadku wynika albo z niezrozumienia ich treści, albo faktów i analiz stanowiących podstawę do sporządzenia raportów. Z uwagi na to, iż w dyskusji biorą udział również przedstawiciele środowiska naukowego, organizator XV Konferencji "Mechanika w Lotnictwie" podjął decyzję o poświęceniu jednej sesji na prezentację materiałów będących podstawą przeprowadzonego badania oraz dyskusję z członkami Komisji Badania Wypadków Lotniczych Lotnictwa Państwowego.

Na zakończenie obrad pierwszego dnia konferencji przewidziana została Dyskusja panelowa poświęcona naukowo-technicznym aspektom katastrofy smoleńskiej, której moderatorami byli prof. Krzysztof Sibilski i prof. Andrzej Żyluk. Została ona poprzedzona referatem wygłoszonym przez prof. Pawła Artymowicza z University of Toronto z Kanady zatytułowanym Rekonstrukcja fizyczna ostatnich sekund lotu PLF101 a dane powypadkowe.

W referacie tym autor przedstawił model obliczeniowy oraz wyniki symulacji numerycznej trajektorii lotu samolotu Tu-154M po zderzeniu z brzozą i oderwaniu się końcówki lewego skrzydła. Otrzymane wyniki, pomimo korzystania przez autora z niepełnego zestawu danych oraz uproszczonego modelu ruchu, zgadzały się z wynikami uzyskanymi przez KBWL LP na podstawie analizy danych zarejestrowanych przez rejestratory parametrów lotu, danych zawartych w pamięci urządzenia TAWS oraz były zgodne ze śladami zderzenia



Fot. 1. Profesor Paweł Artymowicz

samolotu z ziemią. Po zakończeniu referatu udział w dyskusji wziął między innymi prof. dr hab. Grzegorz Kowaleczko z Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, porównując otrzymane przez referującego wyniki z wynikami własnych obliczeń przeprowadzonych dla dwusilnikowego samolotu transportowego. Obydwaj autorzy zgodzili się, że zastosowane przez nich modele prawidłowo odwzorowują fizykę zjawiska, jakim jest zachowanie się samolotu po utracie fragmentu powierzchni nośnej.

W dyskusji panelowej wzięło udział około 90 uczestników Konferencji oraz gości. Prezentację wyników prac KBWL LP przedstawiło 3 jej członków:

- dr inż. Stanisław Żurkowski Przewodniczący Podkomisji technicznej,
- dr inż. Maciej Lasek Z-ca Przewodniczącego Podkomisji lotniczej,
- mgr inż. Piotr Lipiec Członek Podkomisji technicznej, specjalista od rejestratorów lotu.

Dyskusję panelową prowadził prof. Krzysztof Sibilski. Panel rozpoczął się od prezentacji przedstawiającej ustalenia zawarte w raporcie KBWL LP. Prezentacja składała się z przedstawienia przebiegu prac KBWL LP, przypomnienia kluczowych z punktu widzenia badania przyczyn wypadku faktów oraz wyników analiz, dzięki którym udało się ustalić trajektorię lotu samolotu od wyjścia na prostą do lądowania do zderzenia z ziemią. Wskazano również na zgodność ustalonej trajektorii lotu z ujawnionymi na miejscu wypadku śladami. Poniżej przedstawiono zasadnicze treści tego wystąpienia.

#### 2. Prezentacja wyników prac KBWL LP

Przypomniano, że jedynym celem badania wypadków lotniczych jest profilaktyka bezpieczeństwa lotów, a Komisja nie orzeka o winie i odpowiedzialności. Taki cel przyświeca badaniu prowadzonemu zarówno na podstawie Załącznika 13 do Konwencji Chicagowskiej, jak również na podstawie art. 140 ustawy – Prawo lotnicze, tj. badaniu wypadków lotniczych w lotnictwie państwowym. Komisja Badania Wypadków Lotniczych Lotnictwa Państwowego została powołana decyzją Ministra Obrony Narodowej na podstawie art. 140 ust. 1 ustawy z dnia 3 lipca 2002 r. – Prawo lotnicze. W skład Komisji weszło 34 członków, w tym 17 specjalistów wojskowych. Komisja prowadziła badanie przez 15 miesięcy i zakończyła je publikacją raportu końcowego wraz z załącznikami 29 lipca 2011 r. Przypomniano, że na mocy obowiązującego prawa, po zakończeniu prac Komisja została rozwiązana, a sukcesorem jej działań jest Inspektorat Ministerstwa Obrony Narodowej ds. Bezpieczeństwa Lotów.



Fot. 2. Blok 70A-10M rejestratora MARS-BM (CVR) znaleziony na miejscu wypadku

Pierwsi przedstawiciele Komisji znaleźli się na miejscu katastrofy jeszcze tego samego dnia wieczorem. Druga grupa specjalistów dotarła do Smoleńska następnego dnia rano. Pierwszej grupie specjalistów z Polski strona rosyjska wskazała miejsce znalezienia rejestratorów parametrów lotu (FDR) i głosów w kabinie pilotów (CVR), które pod nadzorem polskich i rosyjskich prokuratorów oraz przedstawicieli Komisji Badania Wypadków Lotniczych (MAK i KBWL LP) zostały jeszcze tego samego dnia przewiezione do Moskwy do siedziby MAK.

Następnego dnia wykonano kopię zapisów obu rejestratorów, które posłużyły do dalszych prac prowadzonych przez obie Komisje, a oryginały zamknięto w kasie pancernej opieczętowanej przez polskich i rosyjskich prokuratorów<sup>1</sup>. W trakcie prezentacji przypomniano, że praca na cyfrowych kopiach zapisów rejestratorów parametrów lotu oraz głosów w kabinie jest standardową praktyką stosowaną przez wszystkie komisje badające wypadki lotnicze. Z oryginału wykonuje się kopię i powiela się ją tyle razy, ile potrzeba, gdyż kolejne odczytywanie czarnych skrzynek degradowałoby jakość oryginału.

Dodatkowym materiałem, który był wykorzystywany podczas badania wypadku, był zapis rejestratora QAR produkcji polskiej firmy ATM. Rejestrator ten jest rejestratorem eksploatacyjnym, przeznaczonym do monitorowania pracy systemów samolotu oraz analizy jakości działania załóg lotniczych. Zapisuje on te same parametry co rejestrator FDR (katastroficzny) plus wibracje silników, a jego zamontowanie w samolocie Tu-154M było wynikiem zaleceń profilaktycznych po badaniu przyczyn katastrof samolotów Ił-62M należących do PLL LOT.



Fot. 3. Rejestrator QAR znaleziony na miejscu wypadku

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup>W późniejszym czasie wykonano jeszcze kilka kopii zapisów oraz oględzin oryginalnych nośników w celu potwierdzenia autentyczności zapisu. Każdorazowo było to wykonywane pod nadzorem prokuratorów z Polski i Federacji Rosyjskiej.

Rejestrator został odnaleziony na miejscu wypadku kilka dni po katastrofie. Jego odczyt przeprowadzono w Polsce w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych przez przedstawicieli producenta – firmę ATM. Format kodowania danych rejestrowanych przez rejestrator QAR jest objęty ochroną producenta i jedynie przedstawiciele firmy ATM posiadali urządzenie potrafiące odszyfrować zawarte w nim dane. Odczyt odbył się w obecności przedstawicieli strony rosyjskiej. Kopia zapisu została przekazana do KBWL LP oraz MAK. Uzyskane z rejestratora QAR zapisy posłużyły do porównania danych uzyskanych z rejestratora FDR odczytanego w Moskwie. Wyniki porównania potwierdziły autentyczność zarejestrowanych zapisów.

Zapisy zawarte w rejestratorze parametrów lotu zsynchronizowano z zapisem rejestratora głosów w kabinie oraz danymi zawartymi w pamięci urządzenia TAWS. Dopiero takie działanie pozwoliło na określenie trajektorii lotu, w szczególności ostatniej jej fazy – od wyjścia na prostą do lądowania do zderzenia z ziemią. W trakcie prezentacji przedstawiono zawartą w Załączniku nr 1 do Raportu końcowego trajektorię lotu wraz z kluczowymi dla wyjaśnienia przyczyn wypadku punktami:

- spóźnione rozpoczęcie zniżania,
- przelot nad dalszą radiolatarnią na wysokości 120 m powyżej ustalonej na karcie podejścia wysokości,
- przestawienie wysokościomierza kodującego urządzenia TAWS na ciśnienie std. w celu wyłączenia ostrzeżeń generowanych przez to urządzenie,
- brak reakcji załogi na bezwarunkową komendę "pull-up",
- korzystanie z radiowysokościomierza podczas podejścia nieprecyzyjnego, zamiast wysokościomierza barometrycznego.

Doprowadziło to do obniżenia lotu poniżej wysokości bezpiecznej i w konsekwencji zderzenia z przeszkodami terenowymi, w tym z brzozą, w wyniku czego nastąpiło oderwanie fragmentu lewego skrzydła. Samolot pozbawiony części powierzchni nośnej zaczął wykonywać niekontrolowany obrót w lewo, po czym w konfiguracji odwróconej zderzył się z ziemią.

Zarejestrowane przez członków polskiej Komisji ślady na miejscu katastrofy (w dniach 11-13 kwietnia 2010 r.) jednoznacznie potwierdzają przebieg ostatniej fazy lotu od zderzenia z brzozą do zderzenia z ziemią.

W trakcie prezentacji wskazano, że zasadniczą przyczyną katastrofy było zejście samolotu poniżej wysokości 100 m (minimalnej wysokości zniżania) w warunkach bardzo ograniczonej widzialności. Minimalne warunki atmosferyczne do lądowania na lotnisku w Smoleńsku wynosiły 1000 m widzialności



Fot. 4. Zdjęcie brzozy. po zderzeniu z którą nastąpiło oderwanie fragmentu lewego skrzydła



Fot. 5. Zbliżenie brzozy z widocznymi elementami konstrukcji skrzydła samolotu Tu-154M wbitymi w pień przełamanego drzewa



Fot. 6. Miejsce zniszczenia fragmentu lewego skrzydła spowodowanego zderzeniem z brzozą

poziomej i 100 m widzialności w pionie. Załoga samolotu kilkakrotnie została poinformowana, że widzialność pozioma na lotnisku w Smoleńsku wynosi 400 m (pierwszy raz na około 40 minut przed planowanym lądowaniem). Informacja ta była przekazana przez kontrolerów lotniska Smoleńsk oraz członków załogi samolotu Jak-40, który wylądował wcześniej na lotnisku w Smoleńsku. W czasie końcowej fazy podejścia do lądowania (między 3 a 4 zakrętem) jeden z członków załogi samolotu Jak-40 przekazał załodze samolotu Tu-154M informację, że widzialność pozioma spadła do 200 m – czyli była pięciokrotnie mniejsza od minimalnej widzialności umożliwiającej bezpieczne i zgodne z przepisami lądowanie na tym lotnisku.

#### 3. Dyskusja

Po prezentacji odbyła się dyskusja, w czasie której na pytania z sali odpowiadali wszyscy trzej członkowie KBW LP. Pytania specjalistów związanych z lotnictwem ograniczały się do uszczegółowienia przyjętej metodyki badania, dokładności zapisów rejestrowanych przez rejestratory FDR i QAR, a także sposobu synchronizacji zapisów rejestratora FDR, CVR i urządzenia TAWS. Zaproszeni goście spoza środowiska związanego z lotnictwem zadali również pytanie o różnice między wyposażeniem lotniska Smoleńsk Północny w pomoce radionawigacyjne w dniu 7 kwietnia i 10 kwietnia. Pan Piotr Lipiec szczegółowo wyjaśnił, że wyposażenie lotniska w obydwu dniach było takie samo, a jedyna różnica wynikała z innych warunków atmosferycznych. Dyskusji poddano też przedstawione przez Komisję zdjęcia dokumentujące ostatnią fazę lotu, ze szczególnym naciskiem na fakt, iż cały zebrany materiał był wynikiem pracy na miejscu zdarzenia grupy specjalistów z Polski. Dyskusja trwała około 2 godzin i po zakończeniu sesji około godziny 23.15 przeniosła się w kuluary.

#### 4. Wnioski

Głównym wnioskiem wynikającym z przeprowadzonej sesji, jest wskazanie potrzeby większego zaangażowania osób związanych z badaniem katastrofy samolotu Tu-154M w wyjaśnianie jej przyczyn i okoliczności opinii publicznej. Jedynie dyskusja oparta na faktach pozwoli wyeliminować z przestrzeni medialnej hipotezy nie mające potwierdzenia zebranymi dowodami oraz łamiących elementarne zasady logiki. Niewykluczone, że do tego celu niezbędne będzie upublicznienie części materiału badawczego zebranego podczas badania oraz zaangażowanie środowiska naukowego, w szczególności związanego z lotnictwem. Taki też postulat był wielokrotnie powtarzany przez uczestników XV Konferencji Mechanika w Lotnictwie.

Krzysztof Sibilski

## Rozdział III

# Dynamika lotu i bezpieczeństwo lotów
# PRZYKŁADOWE ZASTOSOWANIE NUMERYCZNYCH OBLICZEŃ Z ZAKRESU MECHANIKI LOTU DO BADAŃ WYPADKÓW LOTNICZYCH

MICHAŁ CICHOŃ JERZY KĘDZIERSKI PIOTR MIAZGA Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych

> W pierwszym przykładzie omówiono badanie wypadku lotniczego samolotu Cessna 172S, który w dniu 28 czerwca 2009 r. w Krakowie po starcie w trakcie wykonywania zakrętu zderzył się z drzewami, spadł na ziemie i spłonał. Podczas badania wypadku postawiono dwie hipotezy określające niemożność uzyskania właściwego wznoszenia. W celu weryfikacji hipotez wykonano lot badawczy na samolocie Cessna 172S oraz wykonano komputerowe obliczenia z zakresu mechaniki lotu, mające na celu określenie osiągów i sterowności samolotu w konfiguracji podczas zaistnienia wypadku. Jako drugi przykład omówiono wypadek lotniczy samolotu Piper PA-32, który w dniu 22 lipca 2007 r. w Weremieniu wykonywał przejście nad pasem i w locie poziomym zderzył się ze zboczem góry. Samolot eksplodował i spłonał. Podczas badania wypadku przyjęto hipotezę – niezauważenie przez pilota przeszkody w postaci wzniesienia. W celu weryfikacji hipotezy przedstawiono teoretyczną analizę widoczności z miejsca pilota samolotu Piper PA-32. Zastosowano obliczenia z zakresu mechaniki lotu, a wykonanie lotu kontrolnego miało na celu potwierdzenie uzyskanych wyników. Badania ww. zdarzeń lotniczych przeprowadziły zespoły badawcze PKBWL, ustalając ich przebieg, okoliczności i przyczyny, w celu zapobiegania tego typu wypadkom w przyszłości. W artykule wykorzystano wyniki tych badań.

# 1. Proces badania wypadku lotniczego

Badanie wypadków lotniczych i poważnych incydentów zaistniałych na terytorium RP należy do zadań Państwowej Komisji Badania Wypadków Lotniczych. PKBWL została powołana do życia ustawą z dnia 3 lipca 2002 r.

*Prawo lotnicze* i działa przy ministrze właściwym do spraw transportu. Celem badań jest ustalenie przyczyn i okoliczności zaistnienia zdarzeń. Komisja nie orzeka, co do winy i odpowiedzialności, natomiast na podstawie wyników badań proponuje odpowiednie środki w postaci zaleceń profilaktycznych, w celu zapobiegania wypadkom w przyszłości.

Proces badania wypadku lotniczego obejmuje przeprowadzenie szeregu czynności, które można podzielić na następujące etapy:

- Etap I informacja o zdarzeniu;
- Etap II zbieranie danych;
- Etap III analiza (stawianie hipotez dotyczących przebiegu lotu, przeprowadzanie niezbędnych badań specjalistycznych – ekspertyzy, podejmowanie próby rekonstrukcji przebiegu lotu, analiza dokumentacji i wyszkolenia lotniczego);
- Etap IV przyczyny, zalecenia profilaktyczne i dotyczące bezpieczeństwa (najważniejsza część procesu badania).

Zakończenie badania – wyniki prac zespołu badawczego są przedstawiane na posiedzeniu Komisji i przyjmowane w drodze głosowania. Wyniki przeprowadzonych badań w formie Raportu końcowego i uchwały PKBWL są publikowane na stronie internetowej PKBWL Ministerstwa Transportu, Budownictwa i Gospodarki Morskiej.

# 2. Wypadek samolotu Cessna 172S

# 2.1. Informacja o zdarzeniu

W dniu 28 czerwca 2009 r. pilot samolotowy liniowy wystartował o godz. 17:55 LMT z innego miejsca przystosowanego do startów i lądowań statków powietrznych Rakowice-Czyżyny z trzema podróżnymi do lotu powrotnego do Warszawy. Na "lądowisku" tym odbywał się VI Małopolski Piknik Lotniczy zorganizowany przez Muzeum Lotnictwa w Krakowie. Start odbywał się na kierunku 110°, na klapach skrzydłowych wysuniętych na 10°, przy wietrze ok. 5 m/s z przodu ok. 60° z lewej strony. Na tym kierunku za pasem w odległości 90 m znajdowała się linia wysokiego napięcia (WN) o wysokości ok. 20 m. Po wydłużonym rozbiegu, przy drugiej próbie, samolot oderwał się od ziemi na prędkości mniejszej niż zalecana i przeszedł na wznoszenie. Po przelocie nad linią WN, pilot wykonał I zakręt w lewo i przy niewielkim wznoszeniu na dużym kącie natarcia kontynuował lot w kierunku północnym. Po przeleceniu ok. 600 m samolot przeleciał nad drugą linią WN. W trakcie wykonywania II zakrętu w lewo (na kurs równoległy do pasa) na wysokości ok. 25 m AGL nastąpił spadek siły nośnej na wewnętrznym skrzydle, samolot znacznie zwiększył przechylenie i rozpoczął ześlizg po skrzydle. Próba wyprowadzenia samolotu nie powiodła się. Pilot zmniejszył przechylenie i w takim położeniu samolot zderzył się z drzewami, a następnie spadł na ziemię. Samolot zaczął się palić. Po zderzeniu jeden z podróżnych wydostał się na zewnątrz i pomagał wydostać się z wraku dwóm pozostałym podróżnym. Pilota nie udało się wydobyć z płonącego wraku. Dwaj podróżni doznali znacznych poparzeń. Pilot samolotu zginął na miejscu, a jeden z podróżnych zmarł w szpitalu. W wyniku zaistnienia wypadku samolot został zniszczony.

## 2.2. Zbieranie danych i próba rekonstrukcji przebiegu lotu

Podczas trwania pikniku rejestrowane były starty statków powietrznych operujących z "lądowiska" Rakowice-Czyżyny. Start samolotu Cessna 172S był także rejestrowany przez operatora jednej ze stacji telewizyjnych.

Lot samolotu został również zapisany cyfrowym aparatem fotograficznym przez mieszkańca bloku osiedla Oświecenia. Analiza materiałów z obu kamer i z aparatu fotograficznego umożliwiła odtworzenie przebiegu lotu samolotu Cessna 172S o znakach rozpoznawczych SP-ZAP (rys. 1-4).



Rys. 1. Trasa ostatniego lotu samolotu SP-ZAP, schematycznie zaznaczono poszczególne fazy i punkty trasy; K1, K2 (kamery)



Rys. 2. Zdjęcia poklatkowe, pochodzące z filmu nakręconego przez świadka zdarzenia. Zwraca uwagę położenie samolotu – lot na znacznym kącie natarcia. Na klatce "m" zaznaczono linie: x, y, z ułatwiające oszacowanie kąta natarcia  $\alpha \sim 20^{\circ}$ 



Rys. 3. Widok startującego samolotu na tle budynków i zbliżenie samolotu. Zwraca uwagę silne zadarcie – lot na granicy przeciągnięcia

Zdjęcia poklatkowe posłużyły do oceny przebiegu i zilustrowania odtworzenia ostatniej fazy lotu samolotu. Zwraca uwagę położenie samolotu – lot na znacznym kącie natarcia w zakręcie i na wznoszeniu. Na klatce "m" (rys. 2) zaznaczono linie: x – cięciwa nasadowa skrzydeł, y – styczna do dolnego obrysu tylnej części kadłuba, z – pozioma. Z pomiarów na powiększeniu tej klatki wynika, że kąty między liniami x i y oraz y i z wynoszą 10°, czyli że kąt natarcia płata wynosi ok. 20°, co stanowi wartość w pobliżu kąta krytycznego. W takim położeniu samolot "wisząc" na śmigle, utrzymywał się w powietrzu. Z obserwacji zapisu obrazu z aparatu fotograficznego wynika, że samolot po przeleceniu nad pierwszą linią WN nie wznosił się, a chwilami nawet zmniejszał wysokość (rys. 4). Jednak z dokładniejszej analizy i obliczeń wynika, że od przelecenia nad pierwszą linią WN, tuż po starcie, do momentu wejścia w drugi zakręt samolot wzniósł się ok. 15 metrów. Obliczeniowa średnia prędkość wznoszenia wynosiła ok. 0,6 m/s. Lot odbywał się pod wiatr i w kierunku wznoszącego się terenu, stąd składowa pionowa opadającego powietrza mogła zmniejszyć prędkości wznoszenia samolotu.



Rys. 4. Trajektoria ostatniej fazy lotu, odtworzona ze zdjęć poklatkowych z filmu nakręconego przez świadka zdarzenia. Za punktem "n" rozpoczęcie zakrętu w lewo i przeciągnięcie z rosnącym przechyleniem na lewe skrzydło

Po przelocie tuż nad drugą linią WN, ze względu na podnoszący się teren przed samolotem, pilot rozpoczął wykonywanie II zakrętu w lewo. Był to także jakby naturalny drugi zakręt kręgu nadlotniskowego. Zakręt ten był wykonywany z wiatrem, co spowodowało, że na wewnętrznym skrzydle nastąpił spadek nośności (mniejsze prędkości na skrzydle wewnętrznym, wynikające z obrotu samolotu i wiatr z tyłu) i pogłębienie przechylenia na to skrzydło i ślizg po nim. Ze względu na bardzo małą wysokość lotu samolot zderzył się z drzewami, a następnie z ziemią.

Silnik samolotu do momentu zderzenia z drzewami pracował poprawnie. W celu potwierdzenia tego wykonano widmową analizę dźwięku zapisanego w fazie lotu bezpośrednio przed zderzeniem. Po przeliczeniu otrzymano prędkość obrotową wału silnika  $n_s = 2520 \text{ obr/min}$ . Jest to prędkość obrotowa osiągana przez sprawny silnik przy prędkości lotu, z jaką poruszał się samolot. Pomimo poprawnego działania zespołu napędowego, brak było wystarczającego wznoszenia samolotu po wykonaniu I zakrętu. Przeprowadzono obliczenia załadowania i stwierdzono znaczne przekroczenie dopuszczalnego ciężaru całkowitego samolotu w locie (dopuszczalny wynosił 1156 kg, a rzeczywisty – 1327 kg). Ciężar samolotu przekraczał dopuszczalny, określony w IUwL, o około 171 kg, a środek ciężkości był w skrajnie tylnym położeniu (w granicach dopuszczalnych).

Podczas badania wraku samolotu stwierdzono, że w otwór znajdujący się w rurze wolantu pilota nieprawidłowo była założona fabryczna blokada zwrócona tabliczką ostrzegawczą (która powinna zasłaniać stacyjkę) w przeciwną, tj. prawą stronę. Blokada sterów (wolantu) była założona w nietypowy sposób, tzn. pozwalająca na sterowanie wychyleniem lotek w pełnym zakresie, a ograniczająca możliwość wychylenia steru wysokości do dołu, czyli w kierunku zwiększenia prędkości samolotu (rys. 5).



Rys. 5. Obsada lewego wolantu w tablicy przyrządów – widoczna nieprawidłowo włożona blokada wolantu

Podczas przeglądu przedlotowego i przed startem pilot nie zauważył założonej blokady sterów na wolancie (rys. 6). Tak założona blokada nie spełniała swojego zadania, czyli nie powodowała unieruchomienia sterów (lotek i steru wysokości), przez co nie zabezpieczała ich przed podmuchami wiatru i nie blokowała dostępu do stacyjki rozruchowej.

# 2.3. Analiza – hipotezy i ich weryfikacja

Podczas badania wypadku postawiono dwie najbardziej prawdopodobne hipotezy określające niemożność uzyskania właściwego wznoszenia:

- I zablokowanie możliwości przejścia na mniejsze kąty natarcia, a tym samym zwiększenia prędkości wznoszenia, poprzez założoną blokadę;
- II brak nadmiaru mocy umożliwiającej uzyskanie wystarczającego wznoszenia.



Rys. 6. Lewy wolant z uchwytem na pomoce nawigacyjne (identycznie jak na SP-ZAP) w kabinie innego samolotu. Uchwyt może zasłaniać otwór do wkładania blokady. Pilot nie zauważył tak założonej blokady, gdyż mogła ona ułożyć się wzdłuż rury wolantu

W celu weryfikacji tych hipotez podjęto następujące czynności:

- 1. Wykonano lot badawczy na samolocie Cessna 172S najbardziej zbliżonym parametrami do samolotu SP-ZAP;
- 2. Wykonano komputerowe obliczenia aerodynamiczne i z zakresu mechaniki lotu, mające na celu określenie osiągów i sterowności samolotu Cessna 172S w konfiguracji podczas zaistnienia wypadku.

# 2.4. Lot sprawdzający na samolocie Cessna 172S

Lot sprawdzający wykonano wg wcześniej przygotowanego programu.

- Celem lotu było sprawdzenie, czy założona blokada sterów w otwór znajdujący się w rurze wolantu uniemożliwiała wychylenie steru wysokości w kierunku do dołu.
- Do realizacji zadania wybrany został samolot C172S, SP-KGA o parametrach najbardziej zbliżonych do samolotu SP-ZAP (ciężar własny, położenie środka ciężkości, wyposażenie).
- Lot przeprowadzono w warunkach najbardziej odpowiadających tym występującym podczas zaistnienia wypadku, tj. na podobnej wysokości gęstościowej, przy maksymalnej dopuszczalnej masie całkowitej (1156 kg) i przy maksymalnym dopuszczalnym tylnym położeniu środka ciężkości (47,3 cale za datum).
- Realizacja ww. załadowania w następującej konfiguracji: z przodu tylko pilot o masie 95 kg, z tyłu jeden podróżny o masie 100 kg, w bagażniku z przodu 32 kg i w bagażniku z tyłu 22 kg przy prawie pełnych zbiornikach paliwa, tj. 180 litrów.

• Lot wykonano na bezpiecznej wysokości, na klapach w położeniu startowym (kąt wychylenia  $\delta_{KL} = 10^{\circ}$ ), na kącie natarcia zbliżonym do maksymalnego, na pełnej mocy silnika. W tym stanie lotu był pomiar położenia otworu w rurze wolantu w stosunku do oprawy w tablicy przyrządów oraz pomiar prędkości wnoszenia.

Podczas lotu stwierdzono, że tuż przed przeciągnięciem przy w pełni otwartej przepustnicy, prędkość obrotowa silnika  $n_s = 2400 \div 2500$  obr/min, a wskazywana prędkość lotu była poniżej początku skali prędkościomierza, oceniana na ok. 35 kt (ok. 48 kt prędkości rzeczywistej). Samolot miał tendencję do przepadania z przechyleniem w lewo. Uzyskiwana (tuż przed przeciągnięciem) średnia prędkość wznoszenia wynosiła  $w = 2,5 \div 3,0$  m/s; maksimum 3,5 m/s. Położenie wolantu odpowiadało wychyleniu steru wysokości  $\delta_H \approx -3^\circ$  (w górę).

Uzyskanie tak znacznej wartości prędkości wznoszenia w oraz wychylenie steru wysokości  $\delta_H$ , znacznie odbiegające od wychylenia  $\delta_H = +12^{\circ}$  (w dół) odpowiadającego pozycji niewłaściwie włożonej blokady (rys. 7), **nie wyja**śniły żadnej z postawionych hipotez. Próba dalszego zbliżenia się do warunków, jakie były w momencie zaistnienia wypadku, w locie badawczym, wiązałaby się z przekroczeniem warunków użytkowania samolotu. Dlatego też zdecydowano się na weryfikację sformułowanych hipotez na drodze obliczeniowej.



Rys. 7. Zależność pomierzona na bliźniaczym samolocie. Pionową linią zaznaczono położenie blokady wolantu w samolocie C172S, podczas zaistnienia wypadku

#### 2.5. Aerodynamiczne i osiągowe obliczenia samolotu Cessna 172S

W związku z koniecznością określenia osiągów i sterowności samolotu Cessna 172S w konfiguracji podczas zaistnienia wypadku, tj. w zakresach wychodzących poza dopuszczalne w Instrukcji Użytkowania w Locie, przeprowadzono komputerowe obliczenia aerodynamiczne i z zakresu mechaniki lotu. Podano opis założeń i przebiegu wykonanych obliczeń.

- Dane do obliczeń zostały zaczerpnięte z ogólnie dostępnej literatury wymienionej na końcu opracowania.
- Zastosowano typowy algoryt<br/>m do obliczeń osiągów samolotów, wychodzący od danych profilu aerodynamicznego poprzez wyznaczenie biegunowej <br/>  $C_z$   $(C_x)$  całego samolotu i zakończony określeniem mocy niez<br/>będnej  $N_n$  do lotu poziomego oraz mocy rozporządzalnej<br/>  $N_r$ .
- Wykonano obliczenia równowagi podłużnej samolotu zakończone określeniem zależności kąta wychylenia steru wysokości od prędkości lotu  $\delta_H(V)$  i kąta natarcia  $\delta_H(\alpha)$ .
- W obliczeniach starano się uwzględnić jak najwięcej czynników mogących mieć wpływ na ich dokładność, jednak zastosowana metoda mocy wyznaczania osiągów samolotu z założenia posiada uproszczenia, które dla lotu samolotu na stosunkowo dużych kątach natarcia  $\alpha$  (ok. 20°) wprowadza znaczne błędy.
- Uwzględniono skośny opływ śmigła oraz wpływ strumienia zaśmigłowego na opływ skrzydła. W obliczeniach aerodynamicznych nie uwzględniono skręcenia geometrycznego skrzydła.
- Ze względu na brak danych profilu aerodynamicznego zastosowanego w samolocie Cessna 172S z wychyloną klapą (NACA 2412), przyjęto do obliczeń dane ogólne, które następnie w celu zachowania właściwej dokładności porównano z danymi dla innego profilu aerodynamicznego (NACA 23012).

# 2.5.1. Porównanie wyników obliczeń z danymi zawartymi w IUwL

Dla skutecznej oceny dokładności przeprowadzonych obliczeń wykonano na wstępie obliczenia osiągów dla konfiguracji samolotu ze schowanymi klapami przy maksymalnym dopuszczalnym ciężarze całkowitym (1156 kg) w warunkach standardowych w celu porównania wyników z danymi zawartymi w Instrukcji Użytkowania w Locie samolotu Cessna 172S.

W obliczeniach posłużono się metrycznym układem jednostek. W celu przejścia na jednostki anglosaskie, używane przy użytkowaniu samolotu Cessna 172, należy zastosować następujące przeliczniki:

$$1 \text{ kt} = 1,85 \text{ km/h};$$
  $1 \text{ m/s} = 196 \text{ ft/min};$   $1 \text{ kg} = 2,2 \text{ lb}$ 

Wyniki obliczeń przedstawiono na wykresach (rys. 8), a w tabeli 1 przedstawiono porównanie charakterystycznych parametrów osiągowych zaczerpniętych z IUwL z obliczonymi.



Rys. 8. Zależność  $N_n$ ,  $N_r$  i  $n_s$  w funkcji V (a) oraz prędkości w(V) po torze (b) dla masy  $m_1 = 1156 \, \text{kg}$  i klap  $\delta_{KL} = 0^\circ$ 

## Tabela 1

Parametr	Wartość z IUwL	Wartość obliczona	Różnica [%]	Uwagi
Prędkość $V_{min}$	$98,1\mathrm{km/h}$	$93,2\mathrm{km/h}$	-5	1)
Prędkość $V_{max}$	$233\mathrm{km/h}$	$230{,}4\rm km/h$	-1.1	2)
Prędkość $w_{max}$	$3,72\mathrm{m/s}$	$4,0\mathrm{m/s}$	+7,5	_
Prędkość V przy $w_{max}$	$135\mathrm{km/h}$	$143\mathrm{km/h}$	+5,9	
Prędkość $\boldsymbol{n}_s$	$2700\mathrm{obr}/\mathrm{min}$	$2700\mathrm{obr}/\mathrm{min}$	0	3)
przy $V_{max}$	$(45\mathrm{obr/sek})$	$(45\mathrm{obr/sek})$	0	3)

Uwagi:

- prędkość minimalna w IUwL podana jest bez mocy, a wartość obliczona jest z mocą, czyli taka różnica wydaje się być wartością prawdopodobną;
- różnica pomiędzy prędkościami maksymalnymi jest bardzo mała, ale jak można zauważyć z wykresu do obliczeń, zostało wybrane śmigło optymalne dla warunków doboru, jednak różniące się od zastosowanego przez producenta;
- śmigło zastosowane przez producenta praktycznie nie wymaga redukowania mocy w celu zapobieżenia rozkręceniu silnika przy prędkości maksymalnej.

Z analizy tabeli 1 wynika, że różnice w porównywanych parametrach lotu nie są duże i mieszczą się w akceptowalnym poziomie dokładności. Parametrem obliczeniowym najbardziej odbiegającym od parametru podanego w instrukcji C172S jest prędkość  $w_{max}$ , która jest o 7,5% za duża przy większej prędkości po torze o 5,9%, co świadczy o dobraniu śmigła o nieznacznie innych parametrach.

### 2.5.2. Obliczenia dla samolotu w konfiguracji podczas wypadku

Przeprowadzono obliczenia osiągów dla konfiguracji samolotu na klapach wychylonych o kąt  $\delta_{KL} = 10^{\circ}$  dla maksymalnej dopuszczalnej masy startowej  $m_1 = 1156$  kg i środka ciężkości w położeniu skrajnie tylnym oraz dla masy  $m_2 = 1327$  kg i środka ciężkości przekraczającego tylne dopuszczalne położenie (przekroczenie o 0,6 cala wynikające z obliczeń), w warunkach panujących, jak w czasie zaistnienia wypadku.

Na dalszych wykresach (rys. 9-12) przedstawiono najważniejsze pośrednie i końcowe wyniki obliczeń.



Rys. 9. Zależność  $C_z(\alpha)$  dla  $\delta_{KL} = 10^\circ$  (a) oraz  $C_x(\alpha)$  dla  $\delta_{KL} = 10^\circ$  (b)



Rys. 10. Zależność  $N_n$ ,  $N_r$  i  $n_s$  w funkcji V (a) oraz prędkości w(V) po torze (b) dla masy  $m_1 = 1156 \text{ kg i } m_2 = 1327 \text{ kg oraz klap } \delta_{KL} = 10^{\circ}$ 



Rys. 11. Zależność  $\delta_H(\alpha)$  (a) i  $\delta_H(V)$  (b) do równowagi dla masy  $m_1 = 1156 \text{ kg}$ i  $m_2 = 1327 \text{ kg}$  oraz klap  $\delta_{KL} = 10^{\circ}$ 



Rys. 12. Moc niezbędna  $N_n$  do lotu poziomego, moc rozporządzalna  $N_r$  w funkcji prędkości lotu V samolotu C172S dla masy  $m_2 = 1327 \,\mathrm{kg}$ i klap  $\delta_{KL} = 10^{\circ}$ . Dodatkowo naniesione są wartości kątów natarcia

#### 2.6. Analiza wyników obliczeń

## 2.6.1. Blokada sterów

Na rys. 11 przedstawiono wyniki obliczeń kąta wychylenia steru wysokości dla zapewnienia równowagi podłużnej samolotu odpowiednio w funkcji kąta natarcia i prędkości lotu. W locie pomiarowym zrealizowanym dla masy  $m_1$ prędkość minimalna  $V_{min}$  została osiągnięta przy wychyleniu steru wysokości o kąt  $\delta_H \approx -3^\circ$ , a odczytany z rys. 11b wynosi  $\delta_H \approx -5^\circ$ , co stanowi niewielką rozbieżność pomiędzy obliczeniami, a pomiarem w locie. Z analizy wykresów (rys. 7 i rys. 11b) dla masy  $m_2$  wyraźnie wynika, że w krytycznym locie założona w nietypowy sposób blokada sterów wprawdzie ograniczała wychylenie steru wysokości  $\delta_H$  w dół o kąt większy od  $+12^\circ$ , ale nie stanowiła przeszkody w sterowaniu podłużnym samolotu. Jest to wielkość leżąca poza zakresem statycznego sterowania samolotem będącego w konfiguracji, jak podczas zaistnienia wypadku. Stąd **pierwsza hipoteza nie znalazła potwierdzenia**.

#### 2.6.2. Prędkość wznoszenia

W celu potwierdzenia lub wykluczenia drugiej hipotezy przedstawiono wykresy (rys. 10b i rys. 12). Z analizy katów natarcia  $\alpha$  na rys. 12 wynika, że po przekroczeniu krytycznego kąta natarcia  $\alpha_{kr}$  bardzo małym przyrostom kąta  $\alpha$  odpowiada znaczny przyrost mocy niezbędnej  $N_n$  do lotu poziomego, co bezpośrednio przenosi się na znaczne zmniejszenie uzyskiwanej prędkości wznoszenia w (rys. 10b). Geometryczne pomiary wykonane na obrazie zarejestrowanym przy pomocy kamery wykazały, że w krytycznym locie kąt natarcia  $\alpha$  cięciwy przykadłubowej skrzydła wynosił ok. 20°. Na rys. 12 obliczony kąt natarcia  $\alpha$  przy prędkości minimalnej  $V_{min}$  wynosi 20,3°, co odpowiada  $\alpha_{kr}$  dla  $C_{z max}$  (rys. 9a). Przy uwzględnieniu 5% dokładności obliczeń minimalny błąd wynosi  $\pm 1^{\circ}$ , stąd samolot mógł także lecieć na kącie natarcia  $\alpha$  równym 19° lub 21°, a są to według obliczeń kąty około krytyczne (pod- i nadkrytyczne). Z obliczeń prędkości wznoszenia w w funkcji prędkości lotu V (rys. 10b) wynika, że samolot może lecieć przy prędkości większej od minimalnej (92,7 km/h), np. ok. 96 km/h, na dwóch kątach natarcia  $\alpha$  (rys. 12): mniejszym wynoszącym ok. 17° z prędkością wznoszenia  $w \approx 1.2 \,\mathrm{m/s}$ i na większym kącie natarcia  $\alpha$  wynoszącym ok. 21,1° z prędkością wznoszenia  $w \approx 0.5 \,\mathrm{m/s}$ . Z wykresu na rys. 10b można również odczytać, że przy prędkości minimalnej  $V_{min} = 92.7 \text{ km/h}$  obliczeniowa prędkość wznoszenia w samolotu w konfiguracji i ciężarze  $m_2$ , jak podczas zaistnienia wypadku, wynosi  $w = 0.913 \,\mathrm{m/s}.$ 

Z porównania dokładności obliczeń zamieszczonych w tabeli 1 wynika, że obliczona maksymalna prędkość wznoszenia  $w_{max}$  może być większa od rzeczywistej o około 0,3 m/s. Uwzględniając, że samolot prawdopodobnie leciał w powietrzu opadającym z prędkością ok. 0,1 m/s, to sumaryczne maksymalne zmniejszenie prędkości wznoszenia może wynosić ok. 0,4 m/s. Stąd obliczeniowa prędkość wznoszenia w samolotu, w konfiguracji i ciężarze jak podczas wypadku, może wynosić ok. 0,5 m/s. Średnia prędkość wznoszenia samolotu Cessna 172S na odcinku pomiędzy I a II zakrętem wynosiła 0,6 m/s. Są to bardzo zbliżone wartości.

# 2.7. Wnioski

Uwzględniając następujące informacje:

- dane z lotu badawczego (tendencja do przepadania po przekroczeniu kąta krytycznego  $\alpha_{kr}$ );
- wyniki obliczeń (prędkość wnoszenia w przy prędkości minimalnej  $V_{min}$  dla klap wychylonych o kąt  $\delta_{KL} = 10^{\circ}$  przy masie większej od maksymalnej o 171 kg);
- prawdopodobnie jeszcze większe załadowanie samolotu niż założone do obliczeń;
- mniejsza moc silnika niż nominalna zakładana do obliczeń;
- utrzymywanie równowagi poprzecznej samolotu do momentu rozpoczęcia wykonywania drugiego zakrętu;

należy stwierdzić, że samolot wznosił się, lecąc w drugim zakresie prędkości na kącie natarcia  $\alpha$  nieco mniejszym od krytycznego  $\alpha_{kr}$  (rys. 12).

Podczas krytycznego startu pilot, ze względu na przeszkody na końcu pasa, starał się jak najszybciej oderwać samolot od ziemi, o czym świadczy pierwsza nieudana próba. Następna próba powiodła się, ale przeciążony samolot wznosił się na dużym kącie natarcia  $\alpha$ . Po przelocie nad pierwszą linią WN wykonał zakręt w lewo. **Samolot po wyjściu z zakrętu przeszedł na około krytyczne kąty natarcia, co spowodowało zmniejszenie prędkości wznoszenia**. Po przeleceniu pierwszej linii WN samolot mógłby dalej wznosić się po prostej do uzyskania właściwej (ok. 50 m) wysokości do schowania klap oraz także do osiągnięcia wysokości ok. 100 m w celu bezpiecznego wykonania pierwszego zakrętu.

# 2.8. Przyczyny zaistnienia wypadku samolotu C172S

- 1. Brak lub niewłaściwie przeprowadzona analiza osiągów oraz załadowania samolotu, co doprowadziło do:
  - wykonania startu na znacznie przeciążonym samolocie (o co najmniej 171 kg), z pasa startowego o długości nie gwarantującej bezpiecznego przelotu nad przeszkodami;
  - oderwania samolotu od ziemi przy zbyt małej prędkości, braku wytrzymania i rozpędzenia samolotu do prędkości właściwej do przejścia na wznoszenie;
  - przejścia na wznoszenie na dużym kącie natarcia w drugim zakresie prędkości.

2. Wykonanie pierwszego zakrętu w kierunku wznoszącego się terenu na bardzo małej wysokości, co spowodowało przejście na około krytyczne kąty natarcia i lot ze zmniejszoną prędkością wznoszenia. Doprowadziło to do konieczności wykonania zakrętu z wiatrem, w celu ominięcia przeszkód terenowych, w wyniku czego nastąpił spadek siły nośnej na wewnętrznym skrzydle, ześlizg oraz zderzenie z drzewami i ziemią.

### 3. Wypadek samolotu Piper PA-32

#### 3.1. Informacja o zdarzeniu

W dniu 22 lipca 2007 r. pilot samolotowy turystyczny wystartował z Częstochowy na samolocie Piper 6X PA-32-301FT z dwójka pasażerów do lotu turystycznego nad Zalew Soliński. Samolot wykonał międzylądowanie na lotnisku Katowice-Muchowiec w celu zabrania dodatkowych dwojga pasażerów. Dolatując do trawersu miejscowości Lesko, pilot nawiązał łączność radiową z osobą organizującą loty na szybowisku w Weremieniu, przekazując, że najpierw poleci nad Zalew Soliński i po wykonaniu "rundy widokowej" wróci nad szybowisko. Po powrocie pilot skontaktował się przez radio z kierującym lotami na szybowisku, prosząc o podanie warunków do lądowania. Następnie pilot zgłosił długą prostą do lądowania (pozycja nad Leskiem), ale po chwili poinformował o chęci wykonania niskiego przejścia nad pasem. Kierujący lotami poinformował pilota o zgodzie na niskie przejście nie niżej niż 100 m nad terenem oraz przypomniał o przeszkodzie na końcu pasa – szczycie zbocza. Pilot potwierdził przyjęcie informacji. Samolot, po przeleceniu lotem poziomym nad "kwadratem", nie wykonując żadnych manewrów ani zmian parametrów pracy silnika, zderzył się ze zboczem ok. 30 m poniżej szczytu (w odległości ok. 700 m od "kwadratu"). Po zderzeniu samolot natychmiast eksplodował i spłonął. Samolot został całkowicie zniszczony. Wszystkie znajdujące się na pokładzie samolotu osoby zginęły.

#### 3.2. Zbieranie danych i próba rekonstrukcji przebiegu lotu

Ostatnia faza lotu samolotu PA-32 została zarejestrowana w postaci kilku zdjęć wykonanych przez fotografa amatora znajdującego się w "kwadracie". Analiza tych zdjęć, zeznania świadków zdarzenia oraz wykorzystanie podkładu geodezyjnego pozwoliło na odtworzenie trajektorii samolotu od wyjścia na tzw. "długą prostą" do momentu zderzenia z ziemią. Z przeprowadzonej analizy wynika, że samolot wykonywał lot poziomy (bez zmiany wysokości lotu), przelatując nad "kwadratem" na wysokości około 85 m. W trakcie tego przelotu w samolocie były wychylone "małe" klapy, a według zeznań świadków silnik pracował do momentu zderzenia z ziemią z niezmienną mocą. Nikt ze świadków nie zaobserwował żadnej próby nagłej zmiany toru lotu przez samolot, co może świadczyć, że pilot nie miał świadomości zagrożenia i nie obserwował (nie widział) zbliżającej się przeszkody. Niewielkie i łagodne odchylenie się samolotu w prawo (szacowane na około 10°) na chwilę przed zderzeniem mogło wynikać z wejścia samolotu w strefę prądów opadającego powietrza na zawietrznej stronie zbocza. Szacowana przez świadków prędkość przelotu samolotu nad kwadratem to  $V = 150 \div 160$  km/h (80  $\div$  90 kt).

Opis sposobu wyznaczenia wysokości lotu Hi toru lotu samolotu podano na rys. 13-15.



Rys. 13. Godz. 12:47 – samolot nad lądowiskiem w Weremieniu, 7-8 s przed wypadkiem. Zdjęcie szczególnie istotne dla analizy przebiegu wypadku (dzięki widoczności cieni), pozwalające określić miejsce S, nad którym znajduje się samolot oraz wysokość lotu H samolotu nad tym miejscem; C – cień samolotu na ziemi; skośne linie – kierunek padania promieni słonecznych. Na podstawie proporcji obliczono wysokość nad ziemią  $H = 61 \pm 1$  m

W dniu wypadku w rejonie szybowiska Weremień utrzymywały się wysokie temperatury powietrza, ok. 32°C. Dla warunków występujących w Weremieniu przeprowadzono obliczenia wpływu zmiany ciśnienia oraz temperatury na wysokość gęstościową lotniska. Obliczenia wskazują, że lokalne zmiany temperatury lub ciśnienia mogą wprowadzić błąd wskazań wysokościomierza barometrycznego. Mogło to być przyczyną zmniejszenia wysokości przelotu samolotu nad szybowiskiem, z nakazanych 100 m do około 85 m (nad kwadratem).



Rys. 14. Zobrazowanie usytuowania najważniejszych dla analizy wypadku punktów i linii na zdjęciu lotniczym lądowiska w Weremieniu i jego otoczenia. F – miejsce, w którym znajdował się fotograf wykonujący zdjęcia ["kwadrat"]; X – miejsce pierwszego kontaktu SP z koronami drzew; MW – miejsce wypadku. W dolnej części zdjęcia podziałka liniowa



Rys. 15. Profil terenu i przybliżona trajektoria końcowej fazy lotu. Wymiary odległości zdjęte z warstwicowej mapy terenu. Podziałka pionowa i pozioma (wysokości i odległości) pokazana na rysunku. Punkt P – położenie samolotu w chwili wykonywania zdjęcia

## 3.3. Analiza – hipoteza i jej weryfikacja

Podczas badania wypadku postawiono hipotezę dotyczącą ograniczonej widoczności do przodu:

• niezauważenie przez pilota przeszkody w postaci wzniesienia.

W celu weryfikacji tej hipotezy podjęto następujące czynności:

- 1) wykonano geometryczną analizę określenia zakresu widoczności w pionie przez pilota z samolotu Piper PA-32;
- 2) wykonano komputerowe obliczenia z zakresu mechaniki lotu;
- wykonano lot kontrolny, mający na celu zweryfikowanie przyjętej hipotezy.

## 3.4. Analiza widoczności w pionie z miejsca pilota samolotu Piper

Zeznania świadków, obserwujących ostatnią fazę lotu samolotu, wskazują, że pilot mógł nie widzieć lub nie obserwować przeszkody znajdującej się przed samolotem. Brak wykonania jakiegokolwiek manewru świadczącego o działaniach obronnych pilota w momencie zagrożenia może potwierdzać przyjętą hipotezę.

Cechą konstrukcyjną samolotu Piper 6X PA-32-301FT jest bardzo długi przód (6-cylindrowy silnik w układzie "bokser" oraz przedni bagażnik). W czasie postoju na ziemi można zaobserwować (rys. 16), że górna część zagłówka fotela znajduje się na tej samej wysokości co górna część maski osłaniającej tablicę przyrządów. W związku z tym nie można wykluczyć, że w niektórych stanach lotu, zwłaszcza przy dużym obciążeniu i w locie ze zmniejszoną prędkością, pilot może mieć ograniczoną widoczność do przodu przed siebie i lekko (do  $20^{\circ}$ ) w prawo.

## 3.4.1. Geometryczna analiza widoczności do przodu z samolotu PA-32

W celu określenia zakresu widoczności w pionie przez pilota z samolotu Piper PA-32 przeprowadzono analizę w oparciu o dane geometryczne samolotu. Do analizy tej wykorzystano sylwetkę samolotu Piper PA-32 Saratoga. Pozycja oczu pilota ustalona została poprzez naniesienie na rysunek samolotu zdjęcia samolotu z pilotem i zaznaczenie pozycji głowy. Ustalono dwie linie odniesienia – linia poziomu samolotu, będąca przedłużeniem cięciwy płata, oraz dolna granica pola widzenia pilota, przechodząca od pozycji oczu pilota po obrysie samolotu (rys. 17).



Rys. 16. Widok kabiny samolotu Piper PA-32 – zwraca uwagę wysokie położenie górnej obudowy tablicy przyrządów w porównaniu do zagłówka fotela pilota

Zerowe pochylenie samolotu ustalone zostało poprzez obrócenie obrazu w taki sposób, aby linia poziomu samolotu pokrywała się z poziomem rysunku. W tej konfiguracji lotu widoczność w pionie samolotu pozwala na obserwacje pod pewnym kątem do dołu (rys. 17).

Przyjęto hipotezę, że jedną z przyczyn wypadku mogło być niezauważenie przez pilota przeszkody w postaci wzniesienia. Taka sytuacja może nastąpić, gdy kąt pochylenia jest wyższy niż pewna krytyczna wartość  $\alpha_k$ . Wartość krytyczna tego kąta zostaje ustalona poprzez obrócenie rysunku w taki sposób, aby dolna granica pola widzenia, ograniczona górnym obrysem maski silnika oraz górną płaszczyzną pokrywy tablicy przyrządów pokładowych w kabinie samolotu, pokrywała się z linią horyzontu (rys. 17). Z wykonanych szacowań wynika, że wartością krytyczną kąta  $\alpha_k$  jest 6°30′. Dla każdej wartości kąta pochylenia większej od  $\alpha_k$  istnieje niebezpieczeństwo niezauważenia przeszkody terenowej przez pilota.



Rys. 17. Wartość krytyczną kąta  $\alpha_k$  ustalono poprzez obrócenie rysunku, tak aby dolna granica pola widzenia pilota pokrywała się z linią horyzontu; szacunkowo  $\alpha_k = 6^{\circ}30'$ 

### 3.4.2. Obliczenia z zakresu mechaniki lotu

Wyznaczenie obszaru możliwych stanów lotu (prędkości i konfiguracji samolotu), w których pilot dla określonego kąta pochylenia samolotu nie miał widoczności poniżej linii horyzontu, wymaga zastosowania równań mechaniki lotu. Na podstawie danych geometrycznych, masowych i aerodynamicznych samolotu oraz charakterystyk profilu wyznaczono charakterystykę płata oraz samolotu. Obliczenia wykonane zostały dla dwóch konfiguracji samolotu – z klapami schowanymi ( $\delta_{KL} = 0^\circ$ ) oraz wychylonymi na  $\delta_{KL} = 25^\circ$  (pozycja "małe klapy"). Rozpatrywany był jedynie liniowy zakres charakterystyk.

Ze względu na niekompletność informacji przyjęte zostały następujące założenia:

- Samolot w chwili wypadku leciał z klapami wychylonymi. Wychylenie klap na podstawie dokumentacji zostało przyjęte jako  $\delta_{KL} = 25^{\circ}$ .
- Ze względu na brak danych profilu NACA 65-415 z wychylonymi klapami, do oszacowania przyrostu  $C_z$  wykorzystany został profil o 3% grubszy. Założono, że procentowy przyrost  $C_z$  obu profili jest taki sam.
- Nie uwzględniona została składowa sił od zespołu napędowego.

Z charakterystyki aerodynamicznej profilu wyznaczono charakterystykę aerodynamiczną samolotu  $C_z(\alpha)$  dla dwóch konfiguracji samolotu, z klapami schowanymi oraz wychylonymi na pozycję "małe klapy" (rys. 18).



Rys. 18. Charakterystyki aerodynamiczne płata oraz samolotu  $C_z(\alpha)$  (dla dwóch konfiguracji) (b) wyznaczone z charakterystyki aerodynamicznej profilu (a)

Z prostej zależności

$$V = \sqrt{\frac{2mg}{\rho C_z S}}$$

wyznaczyć można prędkość lotu V dla danego współczynnika siły nośnej  $C_z$  (niezbędną do zachowania lotu poziomego). Obliczenia wykonano dla danych:

- -m = 1520 kg (całkowita masa samolotu, wyliczona na podstawie załadowania w chwili startu i szacunkowego stanu paliwa w zbiornikach);
- $-\rho = 1.093 \text{ kg/m}^3$  (gęstość, zaczerpnięta z analizy meteorologicznej).

Biorąc pod uwagę, że  $C_z$  dla samolotu zostało wyznaczone w funkcji kąta natarcia  $\alpha$  (rys. 18), można przedstawić wykres pokazujący zależność kąta natarcia  $\alpha$  od prędkości lotu V samolotu (rys. 19). Na wykresie linią poziomą zaznaczony został kąt  $\alpha_k = 6^{\circ}30'$ . Dla wszystkich stanów lotu, znajdujących się powyżej tej linii, pilot nie miał widoczności poniżej linii horyzontu.

Na rys. 19 obszarem poniżej tej linii zaznaczono stany lotu, w których pilot mógł mieć widoczność poniżej linii horyzontu, innym odcieniem zaznaczono obszar, w którym tej widoczności nie miał.

Świadkowie zdarzenia szacowali prędkość samolotu w chwili przelotu nad "kwadratem" na ok.  $150 \div 160 \text{ km/h}$ . Przy takiej prędkości pilot mógł mieć ograniczoną widoczność do przodu poniżej linii horyzontu (rys. 19).

#### 3.4.3. Lot kontrolny weryfikujący przyjętą hipotezę

Z uwagi na to, iż przeprowadzone powyżej obliczenia zostały wykonane na przybliżonych danych, podjęto decyzję o wykonaniu lotu, który miał za zadanie



Rys. 19. Prędkość i kąt natarcia niezbędny do zachowania lotu poziomego

zweryfikowanie przyjętej hipotezy. Lot został przeprowadzony na innej wersji samolotu Piper 6X (z chowanym podwoziem) przez pilota doświadczalnego posiadającego duże doświadczenie na tym typie samolotu. Z uwagi na ograniczenia lotniska (długość pasa oraz miękką nawierzchnię) lot wykonano w dwie osoby. Można więc przyjąć, że ciężar samolotu był o ok.  $150 \div 170$  kg mniejszy niż w krytycznym locie. Kamerę rejestrującą przebieg lotu zamontowano na wysokości oczu pilota o wzroście ok. 195 cm. Lot wykonano z różnymi prędkościami, podwoziem wypuszczonym i klapami w pozycji "małe". Na rys. 20 zamieszczono zdjęcia wykonane w czasie lotu dla prędkości 85 kt (157 km/h).



Rys. 20. Widok panelu z parametrami lotu samolotu i zdjęcie dokumentujące widoczność do przodu z miejsca pilota dla prędkości 85 kt i klap w pozycji "małe" – obserwacja na wprost

Na podstawie następujących powyższych ustaleń:

- pilot, już w takich warunkach, w jakich przeprowadzono próbę, miał utrudnioną obserwację przeszkód znajdujących się w linii horyzontu;
- pilot, który pilotował samolot krytycznego dnia, był o 10 cm niższy od zamodelowanej pozycji w locie sprawdzającym (185 cm, a nie 195 cm);
- samolot krytycznego dnia był cięższy o ok.  $150 \div 170$  kg, gęstość powietrza w czasie wypadku w rejonie szybowiska Weremień była o ok. 6% mniejsza (niż w czasie lotu próbnego), a prędkość lotu mogła wynosić nawet 80 kt (150 km/h);

kąt zadarcia maski samolotu nad horyzont był o kilka stopni większy niż w przeprowadzonym eksperymencie i mógł **uniemożliwić pilotowi obserwację przeszkód w pobliżu samolotu znajdujących się powyżej linii toru lotu**.

# 3.5. Przyczyny i okoliczności wypadku samolotu PA-32

Przyczynami zaistnienia wypadku były:

- błędne przyjęcie przez pilota informacji przekazanej przez kierującego lotami o minimalnej wysokości przelotu nad pasem jako wysokości zapewniającej bezpieczny przelot nad przeszkodą terenową znajdującą się na przedłużeniu pasa;
- 2) prawdopodobnie chwilowe przeniesienie uwagi pilota z pilotowania samolotu na obserwację terenu szybowiska.

Okolicznościami sprzyjającymi zaistnieniu zdarzenia były m.in.:

- niewielkie doświadczenie lotnicze pilota i brak doświadczenia w wykonywaniu lotów oraz startów i lądowań w terenie górskim;
- cechy konstrukcyjne samolotu utrudniające widoczność do przodu w locie poziomym, szczególnie z małą prędkością i dużym obciążeniem.

# 4. Podsumowanie

W obu przedstawionych przykładach dotyczących badania wypadków lotniczych, numeryczne obliczenia z zakresu mechaniki lotu w znacznym stopniu przyczyniły się do wyjaśnienia przebiegu tych zdarzeń i pozwoliły na zweryfikowanie wcześniej sformułowanych hipotez dotyczących przyczyn ich zaistnienia. Zastosowanie prezentowanych obliczeń pozwoliło na uniknięcie wykonywania kosztownego i niebezpiecznego zweryfikowania hipotez na drodze badań w locie doświadczalnym. W szczególności, niedopuszczalne było stwarzanie takich sytuacji, gdy próba dalszego zbliżenia się do warunków, jakie były w momencie zaistnienia wypadku, wiązałaby się z przekroczeniem warunków użytkowania samolotu (nie przewidywanych normalną eksploatacją samolotu).

Wyniki uzyskane z teoretycznych analiz obliczeniowych mechaniki lotu zostały zweryfikowane próbami w locie i znacząco nie odbiegały od uzyskiwanych z nich danych. Stanowiło to podstawę sprawdzenia ich wiarygodności.

## Pamięci Drogiego Pana Profesora Jerzego Maryniaka

Referat pt. "Przykładowe zastosowanie numerycznych obliczeń z zakresu mechaniki lotu do badań wypadków lotniczych" został wygłoszony na XV Konferencji "Mechanika w Lotnictwie" ML-XV 2012, która odbyła się w Kazimierzu Dolnym 28-31 maja 2012 r. Poświęcona ona była **pamięci prof. dr hab.** inż. Jerzego Maryniaka.

Cieszę się, że mogłem Go znać osobiście i z Nim współpracować.

Jestem dumny, że był moim Mistrzem, a ja byłem Jego wychowankiem i podopiecznym.

Zawsze będę pamiętał słowa, które umieścił mi w dedykacji:

(...) Michałowi (...) "oby nigdy nie bał się prawdy" Warszawa, 2012 r.

Michał Cichoń

### **Bibliografia**

- "Raport Końcowy" z badania wypadku lotniczego samolotu Cessna 172S, SP– ZAP, zdarzenie nr: 440/09, Ministerstwo Infrastruktury, Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych, Warszawa 2011
- "Raport Końcowy" z badania wypadku lotniczego samolotu Piper 6X PA-32-301FT, SP-NBC, zdarzenie nr: 312/07, Ministerstwo Infrastruktury, Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych, Warszawa 2009
- 3. FISZDON W., 1961, Mechanika Lotu, część I, PWN, Warszawa, Łódź

- Mechanika Lotu Pomoce do wykładów i ćwiczeń audytoryjnych, Wydanie trzecie Warszawa 1982
- ALEKSANDROWICZ R., ŁUCJANEK W., MARYNIAK J., 1962, Załącznik do zbioru zadań z Mechaniki Lotu, PWN Warszawa, Łódź
- PATURSKI Z., Przewodnik po projektach z Mechaniki Lotu, Projekty Nr 2, 3, 5, 6 i 8 Wydział MEiL, ITLIMS, PW Warszawa
- ABBOT I.H., VON DOENHOFF A.E., STIVERS L.S., 1845, NACA Technical Report 824 Summary of Airfoil Data, Langley Field, Va.
- 8. ROSKAM J., TAU C., LAN E., 1997, Airplane Aerodynamics and Performance DARcorporation, Lawrence, Kansas USA
- WENZINGER C.J., HARRIS T.A., 1939, Wind-Tunnel Investigation of an N.A.C.A. 23012 Airfoil with various Arrangements of Slotted Flaps, Technical Report No. 664, Langley Field
- Cessna Aircraft Company, Information Manual SKYHAWK SP, Model 172S 2007
- Pilot's Operating Handbook and FAA Approved Airplane Flight Manual, The Cessna Aircraft Company Model 172S Original, Issue 8, July 1998, Revision 5-19 July, 2004
- 12. John McIver Cessna Skyhawk II/100 Performance Assessment (ze strony internetowej www.temporal.com.au)
- 13. Jane's All the World's Aircraft 2007-2008
- 14. RECKTENWALD B.D., 2008, Aerodynamic Testing of a Circular Planform Concept Aircraft, Auburn, Alabama
- 15. YLILAMMI N., 2009, Experimental and Computational Study of Two Flapped Airfoils at Low Reynolds Numbers, Espoo, March 11

# Exemplary application of numerical calculation in the field of flight mechanics to aircraft accidents investigation

#### Abstract

The first example treats of aircraft accident investigation of Cessna 172S aircraft which during a turn struck trees, dropped to the ground and burned in Cracow on 28 June, 2009. During examination of the wreck it was found that in the hole of the control wheel tube the factory-made gust-lock was fitted restricting control surface downward displacement, i.e. in the direction of increasing the aircraft speed. During the accident investigation two hypotheses were formulated to describe inability to gain sufficient climb: 1 – blockage of ability to diminish the angle of attack because of the

gust-lock fitted; 2 - lack of excess power enabling sufficient climb. To verify the above hypotheses a test flight of Cessna 172S aircraft was realised. An attempt to come close to flight conditions that occurred at the moment of the accident would have meant to exceed the flight regimes therefore it was decided to verify the hypotheses by means of calculations. Numerical aerodynamic calculations and calculations from the scope of flight mechanics were carried out to determine performance and steerability of Cessna 172S aircraft in configuration at the accident.

The second example treats of aircraft accident of Piper 6X PA-32-301FT which during low pass above runway in a level flight hit a hillside, approximately 30 m below the hilltop, in Weremień on 22 July, 2007. The aircraft exploded and burned. During the investigation the SCAAI formulated a hypothesis that one of the causes could be failure to notice by the pilot the obstacle in a form of the hill. This aircraft has design features that make forward visibility difficult for a pilot in a level flight, particularly with low speed and heavy load. Hereof, the paper presents theoretical analysis of the visibility from the pilot seat based on geometric and load data including available aerodynamic characteristics.

Investigation of above mentioned aircraft occurrences were conducted by SCAAI Investigation Teams to determine course, circumstances and causes to prevent this type of accidents in the future.

# REAKCJA SAMOLOTU NA AERODYNAMICZNĄ NIESYMETRIĘ SKRZYDŁA

Grzegorz Kowaleczko

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa oraz Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych w Dęblinie e-mail: g.kowaleczko@chello.pl MIROSŁAW NOWAKOWSKI ANDRZEJ ŻYLUK Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa

e-mail: miroslaw.nowakowski@itwl.pl; andrzej.zyluk@itwl.pl

W pracy przedstawiono wyniki symulacji numerycznej reakcji samolotu na aerodynamiczną niesymetrię skrzydła. Obliczenia wykonano, wykorzystując klasyczny model matematyczny ruchu samolotu traktujący samolot jako bryłę sztywną. W obliczeniach sił i momentów aerodynamicznych zastosowano modyfikację polegającą na wykorzystaniu metody pasowej w odniesieniu do skrzydła samolotu. Metoda ta pozwala na obliczenie lokalnych kątów natarcia poszczególnych przekrojów skrzydła, a następnie sił i momentów aerodynamicznych tam powstających. Wykonując całkowanie numeryczne tak określonych sił i momentów, można w prosty sposób symulować niesymetrię aerodynamiczną samolotu. Źródłem takiej niesymetrii może być mechaniczna deformacja skrzydła, przestrzeliny lub urwanie jego fragmentu. W obliczeniach określono reakcję samolotu na różny stopień uszkodzenia skrzydła samolotu. Przeprowadzono je, wykorzystując dane masowe i geometryczne samolotu klasy Boeing 727-200.

# 1. Wstęp

Klasyczne rozwiązanie problemu dynamiki przestrzennego ruchu samolotu polega na przyjęciu założenia, że samolot posiada płaszczyznę symetrii geometrycznej masowej i aerodynamicznej. Samolot jest traktowany jako bryła sztywna o sześciu stopniach swobody. Jej ruch przestrzenny opisany jest przez dwanaście równań różniczkowych zwyczajnych: trzy równania dotyczą bilansu sił, kolejne trzy bilansują momenty sił, trzy związki kinematyczne dotyczące prędkości kątowych, trzy związki kinematyczne dotyczące prędkości liniowych [1], [4].

Założenie o symetrii masowej pozwala uprościć równania równowagi momentów poprzez wyzerowanie niektórych składników zawierających momenty dewiacyjne. Z kolei założenie o symetrii geometrycznej i aerodynamicznej w zasadniczy sposób upraszcza sposób obliczania sił aerodynamicznych – wykorzystuje się analityczne wyrażenia pozwalające obliczyć statyczne i dynamiczne składniki współczynników aerodynamicznych samolotu [1]-[5].

W szczególnych przypadkach może dojść do utraty symetrii samolotu. W przypadku symetrii masowej może być ona zaburzona, np. przez przemieszczenie się ładunku wewnątrz kadłuba samolotu, nierównomierne wypracowywanie paliwa, niesymetryczny zrzut bomb itp. Utrata symetrii aerodynamicznej może nastąpić np. w wyniku trwałego odkształcenia jednego ze skrzydeł spowodowanego zderzeniem z ptakiem, ostrzałem obrony przeciwlotniczej itd.

Za skrajny przypadek asymetrii uznać można sytuację, gdy samolot traci fragment skrzydła. Mamy wtedy do czynienia z jednoczesną utratą symetrii masowej, geometrycznej i aerodynamicznej.

W przypadku utraty symetrii aerodynamicznej i/lub geometrycznej obliczanie współczynników aerodynamicznych w oparciu o analityczne wzory jest nieuprawniony, ponieważ założenie o symetrii stanowi podstawowe założenie, które pozwoliło uzyskać te wzory. W takiej sytuacji konieczne jest podejście odmienne, które pozwala uwzględniać różnicę pomiędzy prawym i lewym skrzydłem. Będzie to przedstawione w dalszej części pracy.

### 2. Model dynamiki ruchu samolotu

#### 2.1. Model matematyczny ruchu samolotu

Zakładając, że samolot jest ciałem sztywnym o niezmiennej masie, jego ruch przestrzenny można opisać układem dwunastu równań różniczkowych zwyczajnych pierwszego rzędu. Wchodzące w skład tego układu równania równowagi sił i momentów w postaci ogólnej mają postać

$$\frac{d(m\mathbf{V})}{dt} = \sum_{i} \mathbf{F}_{i} \qquad \qquad \frac{d\mathbf{K}}{dt} = \sum_{i} \mathbf{M}_{i}$$
(2.1)

gdzie:

m	—	masa samolotu;		
V	_	wektor prędkości środka masy samolotu o składowych		
		$[U, V, W]^{\mathrm{T}}$ w układzie związanym z samolotem $Oxyz;$		
$\sum_i oldsymbol{F}_i$	_	wektor sił zewnętrznych działających na samolot o składowych		
		$[X,Y,Z]^{\mathrm{T}};$		
K	_	moment pędu względem wybranego punktu odniesienia;		
$\sum_i {oldsymbol{M}}_i$	—	moment sił zewnętrznych działających na samolot o składo-		

 $\sum_i I v_i i$  – moment su zewnętrznych działających na samolot o składowych  $[L_{\Sigma}, M_{\Sigma}, N_{\Sigma}]^{\mathrm{T}}$ . Równania (2.1) uzupełnione o związki kinematyczne dają końcową postać

równań ruchu

$$\dot{U} = \frac{X}{m} - QW + RV \qquad \dot{V} = \frac{Y}{m} - RU + PW$$
  
$$\dot{W} = \frac{Z}{m} - PV + QU \qquad (2.2)$$

$$\dot{P} = \frac{1}{I_x I_z - I_{xz}^2} \{ [L_{\Sigma} + (I_y - I_z)QR + I_{xz}PQ]I_z + \\ + [N_{\Sigma} + (I_x - I_y)PQ - I_{xz}QR]I_{xz} \} \\ \dot{Q} = \frac{1}{I_y} [M_{\Sigma} + (I_z - I_x)RP + I_{xz}(R^2 - P^2)] \\ \dot{R} = \frac{1}{I_x I_z - I_{xz}^2} \{ [L_{\Sigma} + (I_y - I_z)QR + I_{xz}PQ]I_{xz} + \\ + [N_{\Sigma} + (I_x - I_y)PQ - I_{xz}QR]I_x \}$$
(2.3)

$$\dot{\Phi} = P + (R\cos\Phi + Q\sin\Phi) \operatorname{tg}\Theta \qquad \dot{\Theta} = Q\cos\Phi - R\sin\Phi$$

$$\dot{\Psi} = \frac{1}{\cos\Theta} (R\cos\Phi + Q\sin\Phi) \qquad (2.4)$$

$$\dot{x}_q = U\cos\Theta\cos\Psi + V(\cos\Phi\sin\Psi - \sin\Phi\sin\Theta\cos\Psi) +$$

$$\begin{aligned} x_g &= U \cos \Theta \cos \Psi + V (\cos \Psi \sin \Psi - \sin \Psi \sin \Theta \cos \Psi) + \\ &+ W (\cos \Phi \sin \Theta \cos \Psi + \sin \Phi \sin \Psi) \\ \dot{y}_g &= U \cos \Theta \sin \Psi + V (\sin \Phi \sin \Theta \sin \Psi + \cos \Phi \cos \Psi) + \\ &+ W (\cos \Phi \sin \Theta \sin \Psi - \sin \Phi \cos \Psi) \\ \dot{z}_g &= -U \sin \Theta + V \sin \Phi \cos \Theta + W \cos \Phi \sin \Theta \end{aligned}$$
(2.5)

W powyższych równaniach  $\boldsymbol{\Omega} = [P, Q, R]^{\mathrm{T}}$  są prędkościami ruchu obrotowego samolotu,  $[\Theta, \Phi, \Psi]^{\mathrm{T}}$  są kątami określającymi położenie samolotu w przestrzeni,  $[x_g, y_g, z_g]^{\mathrm{T}}$  są współrzędnymi środka masy w nieruchomym układzie odniesienia  $O_g x_g y_g z_g$  (patrz rys. 1).



Rys. 1. Wzajemne położenie układów Oxyz i  $Ox_g y_g z_g$ 

## 2.2. Siły działające na samolot

Prawa strona pierwszego z równa<br/>ń $\left(2.1\right)$  reprezentuje siły działające na samolot

$$\boldsymbol{F} = \boldsymbol{Q} + \boldsymbol{R}_{aer} + \boldsymbol{T} \tag{2.6}$$

gdzie:

Q – ciężar samolotu,

T – ciąg zespołu napędowego,

 $R_{aer}$  – siła aerodynamiczna.

Poszczególne składowe sił w układzie związanym z samolotem są odpowiednio równe:

— ciężar samolotu Q

$$Q_x = mg\sin\Theta \qquad Q_y = mg\cos\Theta\sin\Phi \qquad (2.7)$$
$$Q_z = mg\cos\Theta\cos\Phi$$

— siła ciągu zespołu napędowego T równoległa do osi podłużnej samolotu Ox równa jest sumie ciągów poszczególnych silników  $T_i$ . Zatem składowe siły T w układzie związanym z samolotem Oxyz są odpowiednio równe

$$T_x = \sum T_i \qquad T_y = 0 \qquad T_z = 0 \qquad (2.8)$$

— siła aerodynamiczna  $R_{aer}$ 

$$R_{x} = \frac{\rho V^{2}}{2} S(-C_{xa} \cos \alpha \cos \beta - C_{ya} \cos \alpha \sin \beta + C_{za} \sin \alpha)$$

$$R_{y} = \frac{\rho V^{2}}{2} S(-C_{xa} \sin \beta + C_{ya} \cos \beta)$$

$$R_{z} = \frac{\rho V^{2}}{2} S(-C_{xa} \sin \alpha \cos \beta - C_{ya} \sin \alpha \sin \beta - C_{za} \cos \alpha)$$
(2.9)

gdzie:  $\alpha$  – kąt natarcia;  $\beta$  – kąt ślizgu samolotu (rys. 2);  $C_{xa}$ ,  $C_{ya}$ ,  $C_{za}$  – współczynniki siły oporu, siły bocznej i siły nośnej; S – pole powierzchni skrzydła;  $\rho$  – gęstość powietrza.



Rys. 2. Kąt natarcia  $\alpha$  i kąt ślizgu  $\beta$  samolotu

#### 2.3. Momenty działające na samolot

Obrót samolotu powodują momenty: aerodynamiczne, giroskopowe, od ciągu silników. Są one odpowiednio równe:

— moment giroskopowy  $M_{gir}$ , który jest efektem wirowania zespołów napędowych o momentach bezwładności  $J_i$  i prędkościach obrotowych  $\omega_i$ 

$$\boldsymbol{M}_{gir} = \sum_{i} J_{i} \boldsymbol{\omega}_{i} \times \boldsymbol{\Omega}$$
(2.10)

jego składowe są odpowiednio równe

$$L_{gir} = 0 \qquad M_{gir} = -(J_l\omega_l + J_p\omega_p)R$$
  

$$N_{gir} = (J_l\omega_l + J_p\omega_p)Q \qquad (2.11)$$

— moment od zespołu napędowego  $M_T$ 

$$\boldsymbol{M}_T = \sum_i \boldsymbol{r}_{Ti} \times \boldsymbol{T}_i \tag{2.12}$$

wyznacza się uwzględniając położenie silników  $r_{Ti}$ ;

— moment aerodynamiczny  $M_{aer}$  ma następujące składowe

$$L = C_l \frac{\rho V^2}{2} S l_{sk} \qquad M = C_m \frac{\rho V^2}{2} S b_a \qquad N = C_n \frac{\rho V^2}{2} S l_{sk} \qquad (2.13)$$

gdzie:  $C_l$ ,  $C_m$ ,  $C_n$  – współczynniki momentu przechylającego, pochylającego i odchylającego;  $b_a$  – średnia cięciwa aerodynamiczna skrzydła,  $l_{sk}$  – rozpiętość skrzydła.

#### 2.4. Siły i momenty aerodynamiczne

W modelu obliczeniowym współczynniki aerodynamiczne określono teoretycznie stosując kombinację metod inżynierskich [1]-[6] i metody pasowej. Metody inżynierskie zastosowano do obliczenia sił i momentów aerodynamicznych powstających na kadłubie oraz usterzeniu. Siły i momenty aerodynamiczne tych elementów konstrukcyjnych obliczano, wykorzystując zależności (2.9) i (2.13). Natomiast w odniesieniu do skrzydła zastosowano metodę pasową. Zgodnie z powyższym siła aerodynamiczna równa jest sumie sił powstających na poszczególnych elementach konstrukcyjnych samolotu

$$\boldsymbol{R}_{aer} = \boldsymbol{R}_k + \boldsymbol{R}_{sk} + \boldsymbol{R}_H + \boldsymbol{R}_V \tag{2.14}$$

Poszczególne indeksy oznaczają odpowiednio: k – kadłub, sk – skrzydło, H – usterzenie poziome, V – usterzenie pionowe.

Podobna relacja obowiązuje w odniesieniu do momentów aerodynamicznych

$$\boldsymbol{M}_{aer} = \boldsymbol{M}_k + \boldsymbol{M}_{sk} + \boldsymbol{M}_H + \boldsymbol{M}_V \tag{2.15}$$

Sumaryczne siły i momenty powstające na skrzydle określa się, obliczając następujące całki wzdłuż skrzydła

$$R_{x\,sk} = \int dR_x \qquad R_{y\,sk} = \int dR_y \qquad R_{z\,sk} = \int dR_z L_{sk} = \int L_{sk} \qquad M_{sk} = \int dM_{sk} \qquad N_{sk} = \int dN_{sk}$$
(2.16)

Zmienną całkowania jest współrzędna y przekroju skrzydła, zaś całkowanie odbywa się od  $-l_{sk}/2$  do  $l_{sk}/2$ . Aby obliczyć te całki, należy określić w układzie Oxyz wektor  $\mathbf{r}_A = [x_A, y_A, z_A]^{\mathrm{T}}$ , wyznaczający położenie punktów Akolejnych profili skrzydła, które tworzą linię 1/4 cięciw. Jeżeli  $y_A$  jest współrzędną niezależną, to dwie pozostałe współrzędne są funkcjami  $y_A$ :  $x_A(y_A)$ oraz  $z_A(y_A)$ . Znając te współrzędne, można obliczyć prędkość bezwzględną punktu A

$$\boldsymbol{V}_A = \boldsymbol{V} + \boldsymbol{\Omega} \times \boldsymbol{r}_A \tag{2.17}$$

Prędkość powietrza opływającego profil jest równa

$$\boldsymbol{V}_A^* = \boldsymbol{V}_A - \boldsymbol{v}_{wiatr\,A} \tag{2.18}$$

gdzie  $\boldsymbol{v}_{wiatr A}$  jest prędkością wiatru w punkcie A skrzydła.

Znajomość składowych tej prędkości pozwala obliczyć lokalny kąt natarcia

$$\alpha_{pr} = \operatorname{arctg} \frac{W_A^*}{U_A^*} \tag{2.19}$$



Rys. 3. Położenie przekroju skrzydła względem układu Oxyz



Rys. 4. Kąt natarcia  $\alpha$  przekroju skrzydła

Elementarne siły aerodynamiczne określone w lokalnym układzie osi przepływu są równe

$$dR_{\rho_a} = -dP_{xa} = -C_{xa pr} \frac{\rho(V_A^*)^2}{2} d\kappa$$

$$dR_{\tau_a} = -dP_{za} = -C_{za pr} \frac{\rho(V_A^*)^2}{2} b d\kappa$$
(2.20)

Po odpowiednich transformacjach pozwalają one obliczyć wszystkie wyrażenia podcałkowe występujące w zależnościach (2.16).

# 3. Wyniki symulacji ruchu samolotu

Poniżej przedstawione zostaną wyniki symulacji, w których założono, że samolot wykonuje ustalony lot poziomy w konfiguracji do lądowania (klapy wypuszczone). W trakcie tego lotu obcięta zostaje końcówka lewego skrzydła. Pilot nie reaguje na zaistniałą sytuację, tzn. stery pozostają nieruchome. Dalszy lot samolotu jest wynikiem różnicy obciążeń aerodynamicznych na prawym i lewym skrzydle. Przyjęto, że symetria masowa samolotu pozostała niezaburzona. Badano wpływ długości urwanego fragmentu skrzydła oraz wpływ początkowej prędkości lotu na ruch samolotu.

## 3.1. Wpływ długości urwanego fragmentu skrzydła

Poniżej przedstawiono wyniki symulacji dla przypadku lotu poziomego z prędkością początkową 77 m/s i z kątem natarcia 5°. Urwanie końcówki lewego skrzydła następowało w 8,5 sekundy symulacji. Symulację przeprowadzono do 14 sekundy, co oznacza okres czasu równy 5,5 sekundy od chwili urwania końcówki. Obliczenia przeprowadzono dla urwania 1/4, 1/3 i 1/2 skrzydła.

Wyniki pokazują, że urwanie fragmentu skrzydła powoduje:

- wzrost prędkości lotu (rys. 5),
- niewielki wzrost, a następnie spadek kata natarcia (rys. 6),
- narastanie kąta ślizgu na lewe skrzydło (rys. 7),
- początkowe zadarcie nosa samolotu do góry, a następnie jego pochylanie (rys. 8),
- narastające przechylanie na lewe skrzydło (rys. 9),
- odchylanie samolotu w lewo od początkowego kierunku lotu (rys. 10),
- utratę wysokości lotu (rys. 11),
- odchylanie toru lotu w lewo (rys. 12).



Rys. 5. Prędkość lotu

Zwiększanie długości oderwanego fragmentu skrzydła intensyfikuje obserwowane zmiany parametrów lotu. Prędkość narasta w przedziale od 84 m/s do 88 m/s, zaś kąt natarcia szybko maleje, osiągając wartości ujemne. Kąt ślizgu



Rys. 8. Kąt pochylenia samolotu

na lewe skrzydło narasta aż do wartości 23-30 stopni. Po urwaniu się końcówki skrzydła samolot gwałtownie przechyla się w lewo – tym szybciej, im większy jest oderwany fragment. Końcowy kąt przechylenia to 110-150 stopni. Jedno-cześnie narasta kąt odchylenia w lewo do wartości 20-36 stopni. Samolot szybko traci wysokość o 55-80 metrów, zaś trajektoria samolotu ulega zakrzywieniu w lewo o 48-55 metrów.



Rys. 12. Rzut poziomy trajektorii
#### 3.2. Wpływ prędkości lotu

Kolejna symulacja pozwoliła na ocenę wpływu początkowej prędkości lotu na urwanie 1/3 fragmentu lewego skrzydła. Przyjęto trzy różne prędkości: 77 m/s (280 km/h), 83 m/s (300 km/h) i 89 m/s (320 km/h). Z rysunków 13-20 widać, że w wyniku wzrostu prędkości początkowej:

- przyrost prędkości końcowej jest taki sam wykresy na rys. 13 są równoległe,
- zmiany kąta natarcia są takie same wykresy na rys. 14 są równoległe,
- szybciej narasta kąt ślizgu,
- obserwuje się większe zaburzenia kąta pochylenia samolotu,
- nie obserwuje się zmian w przebiegu kąta przechylenia samolotu,
- maleje końcowy kąt odchylenia samolotu,
- utrata wysokości jest taka sama,
- samolot zbacza w lewo na taką samą odległość.



Rys. 14. Kąt natarcia



Rys. 16. Kąt pochylenia samolotu



Rys. 17. Kąt przechylenia samolotu



Rys. 18. Kąt odchylenia samolotu



Rys. 19. Rzut pionowy trajektorii



Rys. 20. Rzut poziomy trajektorii

#### Bibliografia

- ETKIN B., 1972, Dynamics of Atmospheric Flight, Johson Willey & Sons Inc., New York
- 2. FISZDON W., 1962, Mechanika lotu, Cz. I. II, III, PWN, Warszawa
- GORAJ Z., 2001, Dynamika i aerodynamika samolotów manewrowych z elementami obliczeń, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa
- 4. KOWALECZKO G., 2003, Zagadnienie odwrotne w dynamice lotu statków powietrznych, Wydawnictwo Wojskowej Akademii Technicznej, Warszawa
- 5. OSTOSŁAWSKIJ N.W., 1957, Aerodinamika samoleta, Oborongizdat, Moskwa
- FINCK R., 1978, USAF Stability and Control DATCOM, Air Force Flight Dynamics Laboratory, Rep. No. AFWAL-TR-83-3048

#### Plane reaction to aerodynamic asymmetry of a wing

#### Abstract

The presentation contains results of numerical simulation of a plane reaction to aerodynamic asymmetry of the wing. Calculations were made using the classical mathematical model treating a plane as a rigid body. The strip theory of the wing was utilized to calculate local angles of attack and next aerodynamic forces and moments generated by the wing. Because they were obtained by numerical integration along the wing it was easy to simulate aerodynamic asymmetry of the wing. This asymmetry is for instance due to mechanical deformation of the wing, shooting holes or a cutting of the wing tip part. The plane reaction to different levels of the wing damage was determined.

Calculations were done utilizing aerodynamic, mass and geometric data of the Boeing 727-200 plane.

### RÓWNANIA BOLTZMANNA-HAMELA I MAGGIEGO W MODELOWANIU MATEMATYCZNYM AUTOMATYCZNIE STEROWANYCH OBIEKTÓW RUCHOMYCH

Edyta Ładyżyńska-Kozdraś

Politechnika Warszawska, Wydział Mechatroniki e-mail: e.ladyzynska@mchtr.pw.edu.pl

> W artykule przedstawiono proces modelowania i symulacji numerycznej różnej klasy sterowanych obiektów ruchomych, takich jak samoloty, rakiety i roboty mobilne (morskie i lądowe). Metody modelowania dynamiki automatycznie sterowanych obiektów mechanicznych oparto na równaniach Maggiego i Boltzmanna-Hamela dla układów mechanicznych o więzach nieholonomicznych. Prawa sterowania modelowanych obiektów potraktowano jako więzy nieholonomiczne nałożone na dynamiczne równania ich ruchu. Wprowadzając związki kinematyczne jako parametry zadane wynikające z procesu naprowadzania lub nałożonych więzów programowych, uzyskano model matematyczny zawierający sprzężenie dynamiki obiektu z nałożonym sterowaniem.

#### 1. Wstęp

Hugo Steinhaus stwierdził: "przedmiotem matematyki jest rzeczywistość" [12]. Tworząc model matematyczny obiektu rzeczywistego, modelujemy rzeczywistość otaczającego nas świata, co pozwala lepiej nam go poznać i zrozumieć. Podczas analizy zagadnień dynamiki sterowanych układów mechanicznych poszukiwane są zależności między ruchem układu a przyczynami, które ten ruch powodują, czyli działającymi siłami. Zależności te wynikają z dynamicznych równań ruchu obiektu.

Praca jest podsumowaniem prowadzonych przez autorkę prac badawczych nad zagadnieniami dynamiki i sterowania różnej klasy obiektów ruchomych, takich jak samoloty, rakiety i roboty mobilne (morskie i lądowe). W artykule zaprezentowano metody modelowania dynamiki automatycznie sterowanych obiektów mechanicznych oparte na równaniach Maggiego i Boltzmanna-Hamela, które następnie zobrazowano na przykładach bezzałogowego statku powietrznego oraz pocisku torpedowego. Zalety przedstawionego ujęcia silnie uwidaczniają się w przypadku obiektów z nałożonymi więzami nieholonomicznymi.

Opracowane metody opisu matematycznego układów mechanicznych pozwoliły na ścisłe powiązanie dynamicznych równań ruchu rozpatrywanych obiektów z prawami sterowania nałożonymi na ich ruch oraz z kinematycznymi związkami naprowadzania.

# 2. Modelowanie matematyczne sterowanych obiektów ruchomych z nałożonymi więzami nieholonomicznymi

Podczas analizy zagadnień dynamiki sterowanych układów mechanicznych poszukiwane są zależności między ruchem układu a przyczynami, które ten ruch powodują, czyli działającymi siłami. Stosowane są różne metody znane w mechanice, które umożliwiają ułożenie dynamicznych równań ruchu. Najogólniej metody te można podzielić na grupę metod wykorzystujących zasady mechaniki ogólnej oraz te, które opierają się na zasadach mechaniki analitycznej.

Najszerzej wykorzystywanym podejściem wyprowadzania równań ruchu opartym na zasadach mechaniki ogólnej jest metoda wykorzystująca zasadę zmiany pędu i krętu. W zależności od badanego układu zasadę zmiany pędu i krętu można przy tym zastosować dla obiektu traktowanego jako integralna całość – ciało nieodkształcalne – względem dowolnie obranego bieguna, który niekoniecznie musi pokrywać się ze środkiem masy obiektu, albo też osobno dla poszczególnych części układu (np. członów manipulatora, elementów śmigłowca, takich jak kadłub, piasty, łopaty) [1], [3], [10], [11].

W grupie metod mechaniki analitycznej wyróżnić można m.in. podejście oparte na modelach wykorzystujących równania ruchu wyprowadzone we współrzędnych uogólnionych inercyjnych (np. równania Lagrange'a z mnożnikami, równania Maggiego, Woronca) oraz te wyprowadzone w quasiwspółrzędnych (np. równania Boltzmanna-Hamela, Apela-Gibsa, Keyna). Oba podejścia mają swoje plusy i minusy. Niewątpliwą zaletą pierwszego jest brak osobliwości w związkach kinematycznych wykorzystywanych w równaniach ruchu, natomiast niestety podczas wyznaczania sił, konieczne są transformacje prędkości uogólnionych do quasi-prędkości. Od tej niedogodności wolne jest drugie podejście, ale jest ono z reguły bardziej złożone, przez co wzrasta prawdopodobieństwo popełnienia błędu. W pracy dla układów, których ruch rozpatrywany jest w stacjonarnym układzie odniesienia wykorzystano, należące do pierwszej podgrupy, równania Maggiego ruchu układów nieholonomicznych we współrzędnych uogólnionych. Ogólna postać tych równań, wyprowadzona w pozycji [2], jest następująca

$$\sum_{\sigma=1}^{k} C_{i\sigma} \Big[ \frac{d}{dt} \Big( \frac{\partial T^*}{\partial \dot{q}_{\sigma}} \Big) - \frac{\partial T^*}{\partial q_{\sigma}} \Big] = \sum_{\sigma=1}^{k} C_{i\sigma} Q_{\sigma}^* \qquad \qquad \sigma = 1, \dots, k \qquad (2.1)$$

gdzie: k – liczba niezależnych współrzędnych u<br/>ogólnionych, l – liczba niezależnych prędkości u<br/>ogólnionych, przy czym l = k - b, b – liczba równań więzów nieholonomicznych,  $T^*$  – energia kinetyczna układu (będąca funkcją prędkości u<br/>ogólnionych),  $Q^*_{\sigma}$  – siły u<br/>ogólnione,  $C_{i\sigma}$  – współczynniki równań Maggiego.

W teorii równań Maggiego [2], [6] dowodzi się, że wobec powyższego można wprowadzić l niezależnych parametrów  $\dot{e}_i$  w liczbie równej liczbie stopni swobody i wyrazić przez nie wszystkie prędkości uogólnione  $\dot{q}_{\sigma}$ , to znaczy

$$\dot{q}_{\sigma} = \sum_{\sigma=1}^{k} C_{i\sigma} \dot{e}_i + G_{\sigma} \qquad \sigma = 1, \dots, k \qquad i = 1, \dots, l \qquad (2.2)$$

stąd

$$C_{i\sigma} = \frac{\partial q_{\sigma}}{\partial e_l} \tag{2.3}$$

Wielkości  $\dot{e}_i$  nazywamy charakterystykami lub parametrami kinematycznymi układu materialnego we współrzędnych uogólnionych [2]. W przypadku l < k zależności (2.2) możemy zawsze napisać, jeśli między wielkościami  $q_{\sigma}$ ,  $\dot{q}_{\sigma}$  mają miejsce związki wyrażające więzy nieholonomiczne. Gdy l = k, wtedy równania te można traktować jako przejście od parametrów  $\dot{q}_{\sigma}$  do  $\dot{e}_i$ , które w przypadku równań niecałkowalnych mają sens quasi-prędkości.

W sytuacji, gdy ruch obiektu rozpatrywany jest we względnym układzie odniesienia, bardziej naturalne wydaje się zastosowanie formalizmu mechaniki analitycznej wyprowadzonego w quasi-współrzędnych. W artykule, w tego typu przypadkach, posłużono się równaniami Boltzmanna-Hamela, które dla układów skrępowanych więzami nieholonomicznymi w postaci

$$\sum_{\lambda=1}^{k} a_{l+\beta,\lambda} \dot{q}_{\lambda} = 0 \qquad \beta = 1, 2, \dots, k-l \qquad (2.4)$$

wyrażają się zależnością [2], [6]

$$\frac{d}{dt}\left(\frac{\partial T^*}{\partial \omega_{\mu}}\right) - \frac{\partial T^*}{\partial \pi_{\mu}} + \sum_{r=1}^k \sum_{\alpha=1}^k \gamma^r_{\alpha\mu} \frac{\partial T^*}{\partial \omega_r} \omega_{\alpha} = Q^*_{\mu} \qquad \mu = 1, 2, \dots, l \qquad (2.5)$$

gdzie:  $\omega_{\mu}$  – quasi-prędkości,  $\pi_{\mu}$  – quasi-współrzędne,  $T^*$  – energia kinetyczna w quasi-prędkościach,  $Q^*_{\mu}$  – siły uogólnione odpowiadające wariacjom  $\delta \pi_{\mu}$ ,  $\gamma^r_{\alpha\mu}$  – trójwskaźnikowe mnożniki Boltzmanna, określone zależnością

$$\gamma_{\alpha\mu}^{r} = \sum_{\sigma=1}^{k} \sum_{\lambda=1}^{k} \left( \frac{\partial a_{r\sigma}}{\partial q_{\lambda}} - \frac{\partial a_{r\lambda}}{\partial q_{\sigma}} \right) b_{\sigma\mu} b_{\lambda\alpha}$$
(2.6)

Związki między quasiprędkościami i prędkościami uogólnionymi mają postać

$$\omega_{\mu} = \sum_{\lambda=1}^{k} a_{\mu\lambda} \dot{q}_{\lambda} \qquad \dot{q}_{\delta} = \sum_{\mu=1}^{k} b_{\delta\mu} \omega_{\mu} \qquad (2.7)$$

gdzie:  $q_k$  – współrzędne uogólnione,  $\dot{q}_{\lambda}$  – prędkości uogólnione,  $a_{\mu\lambda}(q_1, q_2, \ldots, q_k)$ ,  $b_{\delta\mu}(q_1, q_2, \ldots, q_k)$  – współczynniki będące funkcjami współrzędnych uogólnionych.

Omówione powyżej metody wyprowadzenia dynamicznych równań ruchu, w postaci równań Maggiego i Boltzmanna-Hamela, zastosowano dla różnej klasy obiektów z nałożonymi więzami nieholonomicznymi [6]. W przypadkach automatycznego sterowania obiektów naprowadzanych metodami trójpunktowymi w inercjalnym układzie odniesienia, kinematyczne równania więzów nieholonomicznych zostały powiązane z równaniami dynamiki obiektu poprzez zastosowanie równań Maggiego. Natomiast w przypadkach automatycznego sterowania obiektów naprowadzanych metodami dwupunktowymi, których ruch rozpatrywany jest w układzie związanym, kinematyczne równania więzów nieholonomicznych sprzęgnięto z dynamicznymi równaniami ruchu samonaprowadzającego się obiektu, stosując równania Boltzmanna-Hamela.

W rozważanych przypadkach równania więzów nieholonomicznych nałożonych na ruch obiektu stanowią prawa sterowania przedstawione jako kinematyczne związki uchybów zadanych i realizowanych parametrów ruchu. Parametry zadane (z indeksem z) wynikają z przyjętego systemu naprowadzania (lotu programowego, śledzenia przeszkód terenowych albo osiągnięcia zadanego celu lub stanu ruchu). Wygenerowane uchyby ulegają wzmocnieniu w serwomechanizmach, a następnie podawane są na elementy wykonawcze (siłowniki hydrauliczne, elektrohydrauliczne lub elektromechaniczne). Opóźnienie układu sterowania opisane zostało członem inercyjnym pierwszego rzędu.

Ogólna postać praw sterowania dana jest wzorem [6]

$$T_1^i \dot{\delta}_i + T_2^i \delta_i = \sum_k K_k^i (k - k_z) + \delta_{i0}$$
(2.8)

gdzie:  $\delta_i$  – wychylenie *i*-tego elementu sterującego (powierzchni sterowej),  $\delta_{i0}$  – wychylenie *i*-tej powierzchni sterowej w warunkach równowagi,  $T_1^i, T_2^i$  – stałe czasowe układu wykonawczego sterowania,  $K_k^i$  – współczynniki wzmocnienia sygnałów sterujących,  $k = U, V, W, P, Q, R, x, y, z, \phi, \theta, \psi$  – parametry kinematyczne ruchu obiektu.

W zależności od postawionego zadania i rodzaju obiektu ruchomego, dokonuje się odpowiedniej redukcji i przystosowania ogólnej postaci praw sterowania, co zostanie pokazane na przykładach w dalszej części artykułu.

Odrębną kwestią jest właściwy dobór współczynników wzmocnień w prawach sterowania, który to problem, pozostający wciąż w sferze badań, został przeanalizowany przez autorkę m.in. w artykułach [4]-[6]. Przy doborze współczynników wzmocnienia autopilota korzystano w pracy z całkowego, kwadratowego kryterium jakości sterowania, które uzupełniono oceną procesów przejściowych we wszystkich kanałach sterowania

$$J = \sum_{i=1}^{4} \int_{0}^{t_{k}} \left[ \frac{y_{i}(t) - y_{zi}(t)}{y_{i \max}} \right]^{2} dt$$
(2.9)

gdzie:  $y_i(t)$  – rzeczywisty przebieg zmiennej,  $y_{zi}(t)$  – założony przebieg zmiennej,  $i \max$  – maksymalny założony zakres zmian wartości *i*-tej zmiennej stanu lub wartość zadana  $y_{zi}$  *i*-tej zmiennej stanu, gdy jest ona różna od zera.

### 3. Model ruchu bezzałogowego statku powietrznego podczas wykonywania misji

Przedstawiona została dynamika i sposób sterowania samonaprowadzającego się bezzałogowego statku powietrznego (BSP), którego ruch rozpatrywany jest w układzie odniesienia sztywno związanym z poruszającym się obiektem o początku w środku jego masy Oxyz (rys. 1). Jako, że BSP naprowadzany jest metodą dwupunktową, jego równania ruchu wyznaczono przy zastosowaniu równań Boltzmanna-Hamela (2.4)-(2.7).

Lekkim małogabarytowym bezzałogowym statkom powietrznym powierzane są misje wykrywania, śledzenia i laserowego oświetlania celów naziemnych. W czasie rzeczywistym przeprowadzają one rekonesans, inwigilację, rozpoznanie i klasyfikację celów, obserwują pole walki, mogą naprowadzać artylerię lub pomagać w ocenie skuteczności ostrzału. Konieczność utrzymywania dwustronnej (niejednokrotnie stałej) łączności z naziemnym punktem kierowania może zdradzić położenie BSP, pomimo że stosowane są tu różne środki ukrycia tej łączności. Dlatego też w nowoczesnych systemach BSP szczególną rolę



Rys. 1. Przyjęte układy odniesienia oraz prędkości liniowe i kątowe

odgrywa ich autonomiczność podczas realizacji zadania wyszukiwania i śledzenia celu naziemnego. Wymaga się, aby w trakcie lotu programowego istniała możliwość jego korygowania, a nawet całkowitej zmiany, w zależności od zmieniającej się sytuacji, np. po wykryciu celu.

Założono, że automatyczne sterowanie bezzałogowym statkiem powietrznym odbywa się w czterech kanałach: w kanale pochylania przez wychylenie steru wysokości  $\delta_H$ , w kanale odchylania przez wychylenie steru kierunku  $\delta_V$ , w kanale przechylania przez wychylenie lotek  $\delta_L$  oraz w kanale prędkości przez zmianę ciągu silnika  $\delta_T$ .

Ogólne prawa sterowania (2.8) dla BSP zostały zapisane w następującej, wykorzystanej w symulacji numerycznej, postaci:

— prawo sterowania w kanale pochylania

$$T_1^H \dot{\delta}_H + T_2^H \delta_H = K_{x_1}^H (x_1 - x_{1z}) + K_{z_1}^H (z_1 - z_{1z}) + K_W^H (W - W_z) + K_{\theta}^H (\theta - \theta_z) + \delta_{H0}$$
(3.1)

— prawo sterowania w kanale odchylania

$$T_1^V \dot{\delta}_v + T_2^V \delta_V = K_{y_1}^V (y_1 - y_{1z}) + K_V^V (V - V_{1z}) + K_R^V (R - R_z) + K_{\psi}^V (\psi - \psi_z) + \delta_{V0}$$
(3.2)

— prawo sterowania w kanale przechylania

$$T_1^L \dot{\delta}_L + T_2^L \delta_L = K_{\phi}^L (\phi - \phi_z) + K_P^L (P - P_z) + K_V^L (V - V_z) + K_R^L (R - R_z) + \delta_{L0}$$
(3.3)

— prawo sterowania w kanale prędkości

$$T_1^T \dot{\delta}_T + T_2^T \delta_T = K_U^T (U - U_z) + K_W^T (W - W_z) + K_Q^T (Q - Q_z) + K_R^T (R - R_z) + \delta_{T0}$$
(3.4)

Wyznaczone prawa sterowania są niecałkowalne i nakładają ograniczenia na ruch układu, dlatego też potraktowane zostały jako kinematyczne równania więzów nieholonomicznych. Równania te zostały sprzężone z dynamicznymi równaniami ruchu automatycznie sterowanego bezzałogowego statku powietrznego, wyprowadzanymi przy zastosowaniu analitycznych równań mechaniki w postaci równań Boltzmanna-Hamela z mnożnikami (2.4)-(2.7), których pełna postać została przedstawiona w pracach [5], [6].

Podejście takie pozwoliło na zniwelowanie różnic wynikających z dynamiki ruchu obiektu sterowanego występujących między geometrycznymi, kinematycznymi i dynamicznymi parametrami zadanymi, a ich realizacją w trakcie ruchu testowanego obiektu.

Do obliczeń numerycznych posłużył zaprojektowany w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych bezzałogowy statek powietrzny Waleń [5], [6] charakteryzujący się następującymi parametrami: masa m = 40 kg, momenty bezwładności:  $J_x = 49.5$  kgm<sup>2</sup>,  $J_y = 25.1$  kgm<sup>2</sup>,  $J_z = 74$  kgm<sup>2</sup>, moment dewiacji:  $J_{xz} = 1.18$  kgm<sup>2</sup>, średnia cięciwa aerodynamiczna c = 0.474 m, rozpiętość płata l = 2.42 m, pole powierzchni płata S = 1.105 m<sup>2</sup>.

Zbadano przypadek, gdy automatycznie sterowany BSP patroluje teren, poruszając się po okręgu o promieniu 600 m na zadanej wysokości H = 200 m ze stałą prędkością  $V_0 = 50$  m/s.

Wyniki symulacji przedstawiono w sposób graficzny na rys. 2-4. Wykazują one poprawność opracowanego modelu. Drgania układu są szybko wytłumienie przez układ automatycznego sterowania, który zapewnia utrzymanie zadanej trajektorii ruchu bezzałogowego statku powietrznego. Parametry lotu stabilizują się na wartościach, które umożliwiają lot BSP po założonym kursie.

Otrzymane wyniki symulacyjne świadczą o poprawności opracowanego modelu matematycznego. Lot bezzałogowego statku powietrznego przebiega w sposób prawidłowy. Przez cały czas utrzymuje on parametry zadane wynikające z przyjętej metody naprowadzania.

Opracowany model matematyczny i program symulacyjny są uniwersalne i można je w prosty sposób zaadaptować (po odpowiedniej identyfikacji parametrycznej badanego obiektu) do symulacji, naprowadzania i obliczeń dowolnych obiektów latających sterowanych automatycznie metodami dwupunktowymi (np. proporcjonalnej nawigacji, równoległego zbliżania, czy krzywej pogoni).



Rys. 2. (a) Tor lotu BSP; (b) wychylenie lotek



Rys. 3. (a) Wychylenie steru wysokości; (b) wychylenie steru kierunku



Rys. 4. (a) Kąt przechylania w funkcji czasu; (b) kąt pochylania w funkcji czasu

#### 4. Model naprowadzanego automatycznie pocisku torpedowego

Podano uproszczony przypadek trójpunktowego naprowadzania pocisku torpedowego, którego ogólny model matematyczny wyprowadzono w pracach [6], [7]. Stosując prawa sterowania jako kinematyczne związki uchybów od zadanych parametrów sterowania idealnego (2.8), związano prawa sterowania z dynamicznymi równaniami ruchu torpedy. Przyjęto przy tym, że naprowadzanie pocisku torpedowego odbywa się z okrętu-bazy przy zastosowaniu metody trzech punktów, polegającej na dążeniu do utrzymania sterowanego obiektu na linii łączącej punkt kierowania (punkt  $O_1$ ) z celem (punkt  $O_C$ ) (rys. 5). Założywszy, że pojazd podwodny sterowany jest automatycznie przez operatora w układzie inercjalnym  $O_1 x_1 y_1 z_1$  (rys. 5), dynamiczne równania ruchu wyprowadzono, posługując się równaniami mechaniki analitycznej w postaci równań Maggiego (2.1)-(2.3).



Rys. 5. Przyjęte układy odniesienia, prędkości liniowe i kątowe pocisku torpedowego

Przy takich założeniach przyjęto, że automatyczne sterowanie pociskiem torpedowym odbywa się w dwóch kanałach: w kanale pochylania przez wychylenie steru głębokości  $\delta_H$  i w kanale odchylania przez wychylenie steru kierunku  $\delta_V$ . W związku z tym ogólne prawa sterowania obiektu ruchomego (2.8) zredukowano do poniższych zależności, traktując je jako więzy nieholonomiczne nałożone na ruch torpedy:

— prawo sterowania w kanale pochylania

$$T_2^H \delta_H = K_{x_1}^H (x_1 - x_{1z}) + K_{z_1}^H (z_1 - z_{1z}) + K_U^H (U - U_z) + K_W^H (W - W_z) + K_Q^H (Q - Q_z) + K_\theta^H (\theta - \theta_z) + \delta_{H0}$$

$$(4.1)$$

— prawo sterowania w kanale odchylania

$$T_2^V \delta_V = K_{y_1}^V (y_1 - y_{1z}) + K_V^V (V - V_{1z}) + K_W^V (W - W_z) + K_R^V (R - R_z) + K_{\psi}^V (\psi - \psi_z) + \delta_{V0}$$

$$(4.2)$$

Pocisk torpedowy porusza się w środowisku o dużej lepkości, dlatego też zgodnie z pracami [8], [10] jego całkowitą energię kinetyczną potraktowano

jako sumę energii kinetycznej bryły sztywnej oraz energii kinetycznej masy dołączonej cząsteczek cieczy wprawianej w ruch przez pojazd pod wodą. Po uwzględnieniu sił zewnętrznych działających na pojazd podwodny (grawitacyjnych, hydrodynamicznych, wypornościowych oraz sił od napędu i od sterowania), osiowej symetrii badanego pojazdu (geometrycznej, masowej, aerodynamicznej) oraz osiowego działania wektora ciągu silnika napędowego, otrzymano ogólne równania ruchu pocisku torpedowego, których pełna postać została przedstawiona w pracach [6], [7]. Otrzymane równania ruchu stanowią powiązanie czterech równań Maggiego silnie sprzężonych z dwoma równaniami więzów nieholonomicznych, dając w sumie układ sześciu równań różniczkowych zwyczajnych z sześcioma niewiadomymi funkcjami czasu  $x_1, y_1, z_1, \phi$ ,  $\theta, \psi$ .

Dla zobrazowania opracowanego modelu matematycznego przeprowadzono symulację numeryczną na przykładzie torpedy kalibru 553 mm [10], której model został wykonany w warsztatach Wydziału Mechanicznego Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej. Charakteryzuje się ona następującymi parametrami: masa m = 1650 kg, momenty bezwładności:  $J_x = 58,59 \text{ kgm}^2$ ,  $J_y = J_z = 7363,58 \text{ kgm}^2$ , długość l = 7,32 m, średnica d = 0,533 m, powierzchnia przekroju poprzecznego  $S = 0,2231 \text{ m}^2$ .

Zasymulowano atak torpedy na zanurzony na głębokość względną 60 m okręt podwodny, który w chwili oddania strzału znajduje się w odległości 200 m i porusza się z prędkością 10 węzłów.



Rys. 6. (a) Zanurzenie naprowadzanej torpedy; (b) odchylenie boczne torpedy

Na przedstawionych wykresach (rys. 6-8) widać, że torpeda zaraz po opuszczeniu wyrzutni okrętu podwodnego rozpoczyna namierzanie manewrującego celu. Po upływie 48 s następuje osiągnięcie celu przez naprowadzaną automatycznie torpedę. Drgania układu są szybko wytłumienie przez układ sterowania i już w początkowej fazie, po ok. 8 s, następuje stabilizacja jej ruchu. Proces naprowadzania przebiega gładko. Przez cały czas trwania ruchu



Rys. 7. (a) Zmiana kąta pochylenia w czasie; (b) zmiana kąta odchylania



Rys. 8. (a) Kąt wychylenia steru zanurzenia; (b) kąt wychylenia steru kierunku

torpeda utrzymuje parametry zadane, wynikające z przyjętego naprowadzania metodą trzech punktów.

Opracowany model matematyczny pocisku torpedowego, zawierający sprzężenie dynamiki sterowanego obiektu z nałożonym naprowadzaniem cechuje się uniwersalnością i może zostać w prosty sposób zaadoptowany dla innych obiektów (pojazdów podwodnych i śródlądowych, pocisków rakietowych), naprowadzanych metodami trójpunktowymi, zarówno w środowisku wodnym, jak i – po wyrugowaniu współczynników masy wody przyłączonej – powietrznym.

#### 5. Wnioski

W pracy zaprezentowano metody modelowania dynamiki automatycznie sterowanych obiektów ruchomych oparte na równaniach Maggiego i Boltzmanna-Hamela, które zastosowano dla różnej klasy obiektów mechanicznych. Wykazano przy tym skuteczność opracowanych metod modelowania sterowanych obiektów ruchomych z nałożonymi prawami sterowania jako związkami kinematycznymi uchybów stanowiących różnicę między parametrami zadanymi, a realizowanymi. Przedstawiony sposób podejścia do zagadnienia modelowania dynamiki i sterowania obiektów ruchomych można z powodzeniem stosować przy rozpatrywaniu ruchu różnego rodzaju obiektów: tak bezzałogowych statków powietrznych, pocisków rakietowych czy torpedowych, jak i samolotów czy śmigłowców. Zależnie od postawionego zadania i rodzaju obiektu ruchomego dokonuje się odpowiedniej redukcji i przystosowania modelu ogólnego.

Zalety przedstawionego ujęcia silnie uwidaczniają się w przypadku obiektów z nałożonymi więzami nieholonomicznymi. Na podkreślenie zasługuje jednakowa skuteczność przedstawionej metody, poparta przykładami badania wybranych obiektów testowych.

#### Bibliografia

- CICHOŃ M., ŁADYŻYŃSKA-KOZDRAŚ E., MARYNIAK J., 2009, Dynamika sterowanego dwusilnikowego samolotu po awarii jednego silnika, Zeszyty Naukowe Akademii Marynarki Wojennej, XLX, 177B, 23-38
- 2. GUTOWSKI R., 1971, Mechanika analityczna, PWN, Warszawa
- 3. KOWALECZKO G., 2003, Zagadnienie odwrotne w dynamice lotu statków powietrznych, WAT, Warszawa
- 4. ŁADYŻYŃSKA-KOZDRAŚ E., 2006, Prawa sterowania obiektów w ruchu przestrzennym jako uchyby między parametrami realizowanymi i zadanymi – proste i skuteczne zastosowania przy naprowadzaniu rakiet, Naukowe Aspekty Bezpilotowych Aparatów Latających, Zeszyty Naukowe Politechniki Świętokrzyskiej, Kielce
- ŁADYŻYŃSKA-KOZDRAŚ E., 2012, Modeling and numerical simulation of unmanned aircraft vehicle restricted by non-holonomic constraints, *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 50, 1, 251-268
- 6. ŁADYŻYŃSKA-KOZDRAŚ E., 2011, Modelowanie i symulacja numeryczna ruchomych obiektów mechanicznych skrępowanych więzami nieholonomicznymi w postaci praw sterowania, *Prace naukowe: Mechanika*, 237, Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa
- ŁADYŻYŃSKA-KOZDRAŚ E., 2012, Application of the Maggi equations to mathematical modeling of a robotic underwater vehicle as an object with superimposed non-holonomic constraints treated as control laws, *Solid State Pheno*mena Mechatronics Systems, Mechanics and Materials, 180, 152-159
- ŁADYŻYŃSKA-KOZDRAŚ E., MARYNIAK J., 2010, Modelling the dynamics of aerial torpedoes after dropping from the aircraft, [W:] *Fire Control Air Defence Systems*, J.W. Kobierski (Red.), Polish Naval Academy Publishing, 137-152

- 9. NEJMARK J., FUFAJEW N., 1971, *Dynamika układów nieholonomicznych*, Wydawnictwo Naukowe PWN, Wrocław
- MARYNIAK J., OSKROBA B., 1995, Zagadnienia modelowania matematycznego dynamiki ruchu torpedy, Materiały V Sympozjum Wojskowej Techniki Morskiej VSWTM'95, I, OBR – Centrum Techniki Morskiej, Gdynia
- 11. SIBILSKI K., 2004, Modelowanie i symulacja dynamiki ruchu obiektów latających, Oficyna Wydawnicza MH, Warszawa
- 12. STEINHAUS H., 1954, *Kalejdoskop matematyczny*, Państwowe Zakłady Wydawnictw Szkolnych, Warszawa

#### Maggi and Boltzmann-Hamel equations in modeling and numerical simulation of controlled mobile objects

#### Abstract

The paper presents process of modeling and numerical simulation of controlled mobile objects, such as aircraft, missiles and mobile robots. To describe the dynamics of the systems the Boltzmann-Hamel equations in the relative reference system connected with the moving object or the Maggi equations for the objects described in the inertial system were applied. The imposed constraints limiting the free motion which are the non-holonomic constraints were treated as the control laws. These laws were introduced as geometrical and kinematical relations of deviations between specified and arrant values of the parameters of the moving objects. In this way, by controlling, the conjugated relation of the dynamic equations of motion with the control laws were obtained.

Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej MECHANIKA W LOTNICTWIE ML-XV 2012

# IDENTYFIKACJA PARAMETRYCNA STATKÓW POWIETRZNYCH NA PODSTAWIE DANYCH Z REJESTRATORÓW LOTU

MACIEJ LASEK PIOTR LICHOTA Politechnika Warszawska, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej e-mail: plichota@meil.pw.edu.pl

> W przedstawionej pracy zajmujemy się identyfikacją modelu dynamicznego samolotu na podstawie danych z rejestratorów lotu. Parametry lotu zostały zebrane podczas lotów rejsowych. Badamy wpływ możliwości zastosowania Metody Maksymalnego Prawdopodobieństwa do takiej identyfikacji. Do znalezienia minimum funkcji kosztu rozważamy wykorzystanie metody Gaussa-Newtona lub Lavenberga-Marquardta, zastępując pochodne ilorazem różnicowym centralnym dla małych przyrostów. Przedstawioną metodę implementujemy w środowisku Matlab 2009b.

#### 1. Wstęp

W lotnictwie cywilnym brak jest odpowiedniego modelu opisującego zmiany dynamiki poszczególnych samolotów w trakcie ich eksploatacji. Przeprowadzenie badań w locie w celu określenia własności dynamicznych poszczególnych obiektów wiązałoby się ze znacznymi kosztami, a uzyskane zyski (np. na skutek zmian w programach obsługi) mogłyby okazać się wyższe od poniesionych nakładów finansowych.

Rozwiązaniem dla tak przedstawionego problemu może być określenie własności dynamicznych statków powietrznych na podstawie danych, których gromadzenie podczas eksploatacji jest obowiązkowe. Przykładem mogą być zapisy z pokładowych rejestratorów lotu uzyskiwane podczas lotów rejsowych.

Na podstawie danych zapisanych przez pokładowe rejestratory lotu można spróbować określić wartości pochodnych aerodynamicznych dla poszczególnych statków powietrznych w trakcie całej historii eksploatacji bez ponoszenia dodatkowych kosztów. Podejście takie pozwoliłoby ponadto na ograniczenie



Rys. 1. Odczyt z rejestratora lotu

kosztów produkcji symulatorów lotniczych, dla których przepisy wymagają uzyskania modelu dynamiki w oparciu o badania przeprowadzone na obiekcie rzeczywistym.

Określenie zmian dynamiki na skutek eksploatacji niesie ze sobą wiele korzyści – zarówno z punktu widzenie finansów, jak i bezpieczeństwa lotu.

#### 2. Identyfikacja

Jednym ze sposobów umożliwiających określenie pochodnych aerodynamicznych jest identyfikacja. Poprzez pojęcie identyfikacji rozumie się: wyznaczenie modelu matematycznego systemu, należącego do określonej klasy systemów, na podstawie obserwacji sygnałów wejściowych i wyjściowych [5]. W omawianym przypadku systemem jest statek powietrzny, sygnałami – parametry zapisywane przez pokładowe rejestratory lotu.



Rys. 2. Schemat identyfikacji

Identyfikacja przeprowadzono może być zarówno w dziedzinie częstotliwości, jak i w dziedzinie czasu. W przypadku statków powietrznych obecnie stosuje się opis w dziedzinie czasu, ponieważ jest on bliższy fizyce zjawiska.

Identyfikację parametryczną można przeprowadzić stosując metody różnych klas:

- metody błędu wyjścia (np. Metoda Największej Wiarygodności),
- metody błędu równania (np. Metoda Najmniejszych Kwadratów),
- metody błędu filtru (np. Filtracja Kalmana),
- metody sieci neuronowych (np. Algorytmy Genetyczne).

Klasyfikacji metod identyfikacji można dokonać także w zależności od trybu, w jakim przetwarzane są sygnały wejściowe. Gdy identyfikacja odbywa się na podstawie przygotowanego zestawu danych, jest to identyfikacja w trybie off-line, zaś gdy dane napływają przez cały czas do identyfikowanego systemu, jest to identyfikacja w trybie on-line. Odczyt zapisu rejestratorów lotu możliwy jest dopiero po zakończeniu lotu rejsowego, zatem identyfikacja przeprowadzana w tym przypadku jest identyfikacją off-line.

Do identyfikacji obiektów dynamicznych powszechnie stosowana jest metoda 4M. Nazwa metody pochodzi od jej poszczególnych etapów:

- Maneuver zaplanowanie i wykonanie eksperymentu identyfikacyjnego,
- Measurements pomiary zmiennych sterujących i zmiennych stanu o wysokim stopniu dokładności,
- Method dobór odpowiedniej metody identyfikacji,
- Model opis matematyczny modelu.

Po przeprowadzeniu identyfikacji należy ponadto określić wiarygodność i dokładność uzyskanych wyników. Metodę 4M uzupełnić należy zatem o etap weryfikacji rezultatów.

Stosując metodę 4M w przypadku identyfikacji pochodnych aerodynamicznych, można przyjąć następującą strukturę:

- Eksperyment identyfikacyjny lot rejsowy,
- Pomiary parametry zapisywane przez rejestratory lotu,
- Metoda off-line, dowolnej klasy,
- Model nieodkształcalna bryła sztywna o 6 stopniach swobody.

Weryfikację uzyskanych wyników można przeprowadzić poprzez symulację i porównanie jej rezultatów z parametrami lotu.

#### 3. Założenia oraz model matematyczny

Do identyfikacji pochodnych aerodynamicznych wykorzystywany jest model matematyczny oparty o założenia dotyczące obiektów dynamicznych oraz założenia dotyczące statku powietrznego jako przedmiotu modelowania.

Założenia dotyczące obiektów dynamicznych:

- zewnętrzny sygnał wejściowy,
- błędy pomiaru statystycznie niezależne,
- zakłócenia wyłącznie na skutek szumu pomiarowego,
- sygnał wejściowy zapewnia pełny opis dynamiki układu.

Przyjęcie podanych założeń umożliwia opis dynamiki układu za pomocą równania stanu, równania wyjścia oraz równania pomiarów:

— równanie stanu

$$\dot{\boldsymbol{x}}(t) = f(\boldsymbol{x}(t), \boldsymbol{u}(t), \boldsymbol{\beta}) + \boldsymbol{w}(t)$$
(3.1)

równanie wyjścia

$$\boldsymbol{y}(t) = g(\boldsymbol{x}(t), \boldsymbol{u}(t), \boldsymbol{\beta}) \tag{3.2}$$

— równanie pomiarów

$$\boldsymbol{z}(t_k) = \boldsymbol{y}(t_k) + \boldsymbol{v}(t_k) \tag{3.3}$$

gdzie:  $\boldsymbol{x}$  – wektor stanu,  $\boldsymbol{y}$  – wektor wyjścia,  $\boldsymbol{z}$  – wektor pomiarów,  $\boldsymbol{u}$  – wektor sterowania,  $\boldsymbol{v}$  – wektor szumu pomiarowego,  $\boldsymbol{w}$  – wektor szumu przetwarzania.

Najważniejsze założenia dotyczące obiektu modelowania:

- samolot traktowany jest jako bryła sztywna o 6 stopniach swobody,
- samolot posiada pionową płaszczyznę symetrii geometrycznej i masowej,
- masa, momenty bezwładności, środek masy samolotu są stałe,
- wychylenie powierzchni sterowych jest ograniczone,
- sterowanie lotem odbywa się przez zmianę położenia powierzchni sterowych i zmianę ciągu.

Dynamiczne równania ruchu można przedstawić w układzie współrzędnych sztywno związanym z poruszającym się samolotem Oxyz. Początek układu znajduje się w środku ciężkości. Kierunek osi x pokrywa się z osią podłużną kadłuba samolotu, oś y skierowana jest wzdłuż prawego skrzydła samolotu, oś z stanowi dopełnienie samolotowego układu współrzędnych.

Równania ruchu uzyskiwane są na podstawie zasad zmienności:

— pędu

$$\frac{\delta \boldsymbol{\Pi}}{dt} + \boldsymbol{\Omega} \times \boldsymbol{\Pi} = \boldsymbol{F} \tag{3.4}$$

— krętu

$$\frac{\delta \boldsymbol{K}_O}{dt} + \boldsymbol{\Omega} \times \boldsymbol{K}_O = \boldsymbol{M}_O \tag{3.5}$$

gdzie:  $\Pi$  – pęd układu,  $K_O$  – kręt względem początku układu współrzędnych, F – wektor sił,  $M_O$  – wektor momentów sił.

Stosując metodę małych zaburzeń oraz uwzględniając zależności kinematyczne, otrzymuje się równanie ruchu w postaci

$$\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{A}\boldsymbol{x} + \boldsymbol{B}\boldsymbol{u} \tag{3.6}$$

gdzie wektor stanu x, wektor sterowania u, macierz stanu A oraz macierz sterowania B określone są w następujący sposób

$$\begin{aligned} \boldsymbol{x} &= [\Delta U, \Delta V, \Delta W, \Delta P, \Delta Q, \Delta R, \Delta \Theta, \Delta \Phi]^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{u} &= [\Delta \delta_{H}, \Delta \delta_{V}, \Delta \delta_{A}]^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{A} &= \begin{bmatrix} X_{U} & 0 & X_{W} & 0 & X_{Q} & 0 & -g & 0 \\ 0 & Y_{V} & 0 & Y_{P} & 0 & Y_{R} + U_{0} & 0 & -g \\ Z_{U} & 0 & Z_{W} & 0 & Z_{Q} + U_{0} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & L'_{V} & 0 & L'_{P} & 0 & L'_{R} & 0 & 0 \\ \widetilde{M}_{U} & 0 & \widetilde{M}_{W} & 0 & \widetilde{M}_{Q} & 0 & \widetilde{M}_{\Theta} & 0 \\ 0 & N'_{V} & 0 & N'_{P} & 0 & N'_{R} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{B} &= \begin{bmatrix} X_{\delta_{H}} & 0 & Z_{\delta_{H}} & 0 & \widetilde{M}_{\delta_{H}} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & Y_{\delta_{V}} & 0 & L'_{\delta_{V}} & 0 & N'_{\delta_{V}} & 0 & 0 \\ 0 & Y_{\delta_{A}} & 0 & L'_{\delta_{A}} & 0 & N'_{\delta_{A}} & 0 & 0 \end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \end{aligned}$$
(3.7)

#### 4. Metoda Największej Wiarygodności

Metoda Największej Wiarygodności (ang. *Maximum Likelihood Estimation*) jest metodą powszechnie stosowaną w identyfikacji parametrycznej systemów dynamicznych.

W Metodzie Największej Wiarygodności przyjmuje się, że identyfikowany układ może być opisany przez zbiór nieznanych parametrów  $\boldsymbol{\Theta}$ . Dla tak zdefiniowanego układu możliwe jest określenie gęstości prawdopodobieństwa warunkowego  $p(\boldsymbol{z}|\boldsymbol{\Theta})$ , gdzie  $\boldsymbol{z}$  jest wektorem pomiarów. Wyznaczenie maksimum funkcji gęstości prawdopodobieństwa odpowiada takiemu doborowi zbioru parametrów, dla którego model najlepiej odpowiada obiektowi rzeczywistemu. Wykorzystując Metodę Największej Wiarygodności, przyjmowane są następujące założenia:

- system jest identyfikowalny, tzn.  $p(z_1|\boldsymbol{\Theta}) = p(z_2|\boldsymbol{\Theta}) \Leftrightarrow z_1 = z_2,$
- nośnik miary gęstości prawdopodobieństwa jest niezależny,
- zmienne losowe są niezależne i mają takie same rozkłady,
- identyfikowane parametry leżą w otoczeniu otwartym, w którym  $\log p(\boldsymbol{z}|\boldsymbol{\Theta})$  jest dwukrotnie różniczkowalny względem identyfikowanych parametrów,
- istnieje trzecia pochodna  $\log p(\boldsymbol{z}|\boldsymbol{\Theta})$  względem identyfikowanych parametrów, która jest bezwzględnie ciągła i ograniczona z góry,
- macierz informacji Fishera  $\mathbf{E}[\nabla^2_{\boldsymbol{\Theta}} \log p(\boldsymbol{z}|\boldsymbol{\Theta})]$  jest ujemnie określona.

Stosując Metodę Największej Wiarygodności, powszechnie przyjmuje się funkcję gęstości prawdopodobieństwa dla rozkładu normalnego, choć wykorzystane mogą być także inne rozkłady.

W przypadku wielowymiarowym funkcja gęstości prawdopodobieństwa rozkładu normalnego dla zmiennych niezależnych określona jest zależnością

$$p(\boldsymbol{z}_{1},\ldots,\boldsymbol{z}_{N}|\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{R}) = \frac{1}{\left(\sqrt{(2\pi)^{n}|\boldsymbol{R}|}\right)^{N}} \cdot \\ \cdot \exp\left(-\frac{1}{2}\sum_{k=1}^{N} [\boldsymbol{z}(t_{k}) - \boldsymbol{y}(t_{k})]^{\mathrm{T}}\boldsymbol{R}^{-1}[\boldsymbol{z}(t_{k}) - \boldsymbol{y}(t_{k})]\right)$$
(4.1)

Zagadnienie poszukiwania maksimum przedstawionej funkcji zastępowane jest zagadnieniem poszukiwania minimum ujemnej funkcji logarytmicznej (funkcji kosztu) w postaci

$$J(\boldsymbol{\Theta}, \boldsymbol{R}) = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^{N} [\boldsymbol{z}(t_k) - \boldsymbol{y}(t_k)]^{\mathrm{T}} \boldsymbol{R}^{-1} [\boldsymbol{z}(t_k) - \boldsymbol{y}(t_k)] + \frac{N}{2} \ln |\boldsymbol{R}| + \frac{nN}{2} \ln(2\pi)$$

$$(4.2)$$

Estymując macierz kowariancji przy pomocy zależności

$$\boldsymbol{R} = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^{N} [\boldsymbol{z}(t_k) - \boldsymbol{y}(t_k)] [\boldsymbol{z}(t_k) - \boldsymbol{y}(t_k)]^{\mathrm{T}}$$
(4.3)

funkcja kosztu upraszcza się do postaci

$$J(\boldsymbol{\Theta}) = |\boldsymbol{R}| \tag{4.4}$$

Minimum funkcji kosztu może być wyznaczone przy użyciu dowolnej metody optymalizacyjnej. W przedstawianym zagadnieniu wybrano metodę Levenberga-Marquardta, która łączy najlepsze cechy Metody Gaussa-Newtona i Metody Gradientu Prostego.

Stosując metodę Levenberga-Marquardta, wartości identyfikowanych parametrów  $\Theta$  w *i*-tym kroku iteracji mogą być obliczone z zależności

$$\boldsymbol{\Theta}_{i} = \boldsymbol{\Theta}_{i-1} - (\mathbf{F}_{i-1} + \lambda_{i} \mathbf{I})^{-1} \mathbf{G}_{i-1}$$
(4.5)

gdzie (po odrzuceniu składników wyższego rzędu): — macierz informacji Fishera

$$\mathbf{F} = \nabla_{\boldsymbol{\Theta}}^2 J = \sum_{k=1}^{N} \left[ \frac{\partial \boldsymbol{y}(t_k)}{\partial \boldsymbol{\Theta}} \right]^{\mathrm{T}} \boldsymbol{R}^{-1} \frac{\partial \boldsymbol{y}(t_k)}{\partial \boldsymbol{\Theta}}$$
(4.6)

— macierz gradientu

$$\mathbf{G} = \nabla_{\boldsymbol{\Theta}} J = -\sum_{k=1}^{N} \left[ \frac{\partial \boldsymbol{y}(t_k)}{\partial \boldsymbol{\Theta}} \right]^{\mathrm{T}} \boldsymbol{R}^{-1} [\boldsymbol{z}(t_k) - \boldsymbol{y}(t_k)]$$
(4.7)

— I – macierz jednostkowa.

Parametr metody ( $\lambda$ ) określa wpływ Metoda Gaussa-Newtona oraz Metody Gradientu Prostego na wartości  $\Theta$ . Parametr  $\lambda$  określany jest w każdym kroku na podstawie funkcji kosztu obliczonych dla parametru  $\lambda$  z poprzedniej iteracji oraz dla tego parametru zmniejszonego przy pomocy współczynnika redukcji  $\nu > 1$ . W zależności od zmian funkcji kosztu parametr  $\lambda$  jest zmniejszany/zwiększany przy pomocy  $\nu$ , lub pozostawiany bez zmian.

#### 5. Wyniki

Przedstawione wyniki zostały uzyskane na podstawie danych oraz przykładu obliczeniowego przedstawionego w [1]. Dane zostały wybrane w celu sprawdzenia poprawności działania programu obliczeniowego, stworzonego w środowisku MATLAB R2009b.

W przedstawionym przypadku analizowane są ruchy boczne, dla których: — równania stanu

$$\dot{P} = L_P P + L_R R + L_{\delta A} \delta_A + L_{\delta R} \delta_R + L_\beta \beta + w_{\dot{P}} \dot{R} = N_P P + N_R R + N_{\delta A} \delta_A + N_{\delta R} \delta_R + N_\beta \beta + w_{\dot{R}}$$
(5.1)

— równania pomiarów

$$\dot{P} = L_P P + L_R R + L_{\delta A} \delta_A + L_{\delta R} \delta_R + L_{\beta} \beta + v_{\dot{P}}$$
  

$$\dot{R} = N_P P + N_R R + N_{\delta A} \delta_A + N_{\delta R} \delta_R + N_{\beta} \beta + v_{\dot{R}}$$
  

$$\dot{V} = Y_P P + Y_R R + Y_{\delta A} \delta_A + Y_{\delta R} \delta_R + Y_{\beta} \beta + v_{\dot{V}}$$
  

$$P = P + v_P$$
  

$$R = R + v_R$$
  
(5.2)



Rys. 3. Wyniki identyfikacji dla źle dobranego punktu startowego



Rys. 4. Wyniki identyfikacji dla dobrze dobranego punktu startowego

W przypadku dobrze dobranego punktu startowego dla identyfikowanych parametrów otrzymano wyniki, które lepiej odpowiadają przebiegowi rzeczywistemu. Ponadto, czas działania programu był znacznie krótszy. Potwierdza to paradoks identyfikacyjny: *identyfikacja jest tym lepsza im lepiej oszacuje się na wstępie wyniki identyfikacji*. W celu identyfikacji pochodnych aerodynamicznych na podstawie zapisów rejestratora lotu nie można zatem skorzystać wyłącznie z Metody Największej Wiarygodności – należy podjąć dodatkowe działanie, pozwalające na dobór możliwie najlepszego punktu startowego.

#### Bibliografia

- 1. JATEGAONKAR R., 2006, Flight vehicle system identification: a time domain methodology, *Progress in Astronautics and Aeronautics*, **216**
- MANEROWSKI J., 1999, Identyfikacja modeli dynamiki ruchu sterowanych obiektów latających, ASKON, Warszawa
- SIBILSKI K., 2004, Modelowanie i symulacja dynamiki ruchu obiektów latających, OWMH, Warszawa
- 4. STEVENS B., LEWIS F., 2003, Aircraft Control and Simulation, Wiley Interscience Publication
- ZADEH L., 1962, From circuit theory to system theory, *Proceedings of the IRE*, 50, 856-865

#### Aircraft dynamic model identification on the basis of flight data recorder registers

#### Abstract

We investigate the problem of an aircraft dynamic model identification. Flight parameters used for identification are obtained from Flight Data Recorders, that record them during scheduled flights. We investigate the possibility of application the maximum likelihood estimation for such identification. In order to find the cost function minimum we consider using Gauss-Newton or Lavenberg-Marquardt Method, where derivatives are calculated with central difference formulas and small perturbations. We implement this method in Matlab R2009b environment.

# Rozdział IV

# Aerodynamika i mechanika płynów

# ANALIZA PORÓWNAWCZA WYNIKÓW NUMERYCZNEGO MODELOWANIA OPŁYWU PROFILU NACA 63-209

MACIEJ BIAŁECKI, MIROSŁAW NOWAKOWSKI, RYSZARD SABAK

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych e-mail: maciej.bialecki@itwl.pl; miroslaw.nowakowski@itwl.pl; ryszard.sabak@itwl.pl

#### Andrzej J. Panas

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych oraz Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki i Lotnictwa e-mail: andrzej.panas@wat.edu.pl; andrzej.panas@itwl.pl

#### Karol Rećko

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki i Lotnictwa e-mail: karol.recko@wat.edu.pl

> W artykule przedstawiono wyniki numerycznego modelowania opływu profilu lotniczego NACA 63-209. Symulacje numeryczne przeprowadzono, wykorzystując trzy środowiska obliczeniowe: Xfoil, Comsol oraz Ansys. Opracowano metodykę budowy modeli numerycznych w poszczególnych programach. Wyznaczono rozkłady ciśnień i prędkości wokół profilu dla wybranych kątów natarcia. Na podstawie uzyskanych wyników wyznaczono wartości współczynników aerodynamicznych i porównano je z wartościami doświadczalnymi.

#### 1. Wprowadzenie

Jednym z głównych źródeł zagrożenia bezpieczeństwa eksploatacji statków powietrznych nadal pozostaje ich oblodzenie [1], [2]. Niezależnie od elementu konstrukcyjnego, którego zjawisko dotyczy, charakteryzuje się ono znaczną złożonością procesów fizycznych. Z tego też powodu uzyskanie wiarygodnych danych na temat przebiegu i skutków oblodzenia wymaga zaangażowania zaawansowanych metod analizy, w tym metod modelowania hybrydowego, analityczno-numerycznego [3]. Danymi wejściowymi do modelowania są z reguły wyniki obserwacji i doświadczeń (por. [2], [4], [5]), a same eksperymenty wykorzystuje się również do weryfikacji opracowywanych modeli. Tymi sposobami są również sprawdzane różne narzędzia modelowania numerycznego. Podkreślić przy tym należy, że z symulacji numerycznych pochodzi większość wyników wykorzystywanych w praktyce.

U podstaw niniejszego opracowania leży potrzeba porównania narzędzi modelowania numerycznego, natomiast jego kontekstem jest oblodzenie skrzydła samolotu TS-11 Iskra (por. [3]-[9]). Profil skrzydła zidentyfikowano jako zgodny z profilem NACA 63-209 [9], [10]. W założeniu prowadzonej analizy modelowanie numeryczne ma dostarczyć danych pomocniczych do określenia przebiegu zjawisk wymiany ciepła i masy przy opływie skrzydła z integralnym zbiornikiem paliwa. Porównanie dotyczy dwóch pakietów obliczeniowych: Ansys i Comsol [11], [12]. Obydwa środowiska umożliwiają wykonanie obliczeń przy modelowaniu interdyscyplinarnym – z uwzględnieniem złożeń i sprzężeń pól charakteryzujących zjawiska fizyczne różnego rodzaju. Zgodnie z przyjęta metodyka analizy, porównywane sa zarówno bezpośrednie wyniki dwuwymiarowego (2W) modelowania pola przepływu, jak też i charakterystyki pochodne. W niniejszym przypadku sa to wybrane charakterystyki aerodynamiczne. Jako źródło danych odniesieniowych wykorzystano wyniki uzyskane droga obliczeń numerycznych z użyciem trzeciego pakietu obliczeniowego – środowiska Xfoil [13] – oraz dane doświadczalne dotyczace charakterystyk rozpatrywanego profilu lotniczego NACA 63-209 [10]. Założonym rezultatem analizy jest określenie wiarygodności i zakresu zastosowania uzyskanych wyników w dalszych analizach. Opracowana metodyka modelowania i analizy stanowi efekt pośredni.

#### 2. Zakres, programy i metodyka obliczeń numerycznych

W obliczeniach numerycznych analizowano przepływ dwuwymiarowy wokół profilu skrzydła samolotu TS-11 Iskra. Jako przekrój charakterystyczny został wybrany przekrój mocowania czujników pomiarowych w badaniach doświadczalnych (por. [5], [7], [8]). Przekrój ten jest położony w odległości 2230 mm od osi podłużnej samolotu i 2800 mm od końcówki skrzydła. Na podstawie danych instrukcji [9] odtworzono kształt profilu, który zidentyfikowano jako profil NACA 63-209. W danym przekroju skrzydła cięciwa profilu wynosi 1864,5 mm. Geometrię profilu przedstawiono za pomocą 49 punktów obrysu górnej linii i 52 punktów obrysu dolnej linii o nierównomiernym zagęszczeniu, największym w okolicy noska profilu.

Do celów modelowania numerycznego opływu profilu skrzydła samolotu TS-11 Iskra zastosowano trzy programy: Ansys, Comsol oraz Xfoil [11]-[13]. Dane wejściowe do określenia parametrów analizowanego opływu przyjęto w nawiązaniu do warunków lotów doświadczalnych samolotu TS-11 Iskra [8]: wysokość lotu  $h = 420 \,\mathrm{m}$ , temperatura na poziomie lotniska  $T_L = 274,55 \,\mathrm{K}$ i ciśnienie na poziomie lotniska  $p_L = 748.9 \,\mathrm{mmHg}$ . Ciśnienie i temperatura ośrodka niezaburzonego dla obliczeniowej wysokości lotu zostały wyznaczone przy wykorzystaniu modelu atmosfery standardowej z pionowym spadkiem temperatury 6,5 K/km [14], [15]. Uwzględnione zostały również wybrane parametry stanu opisane w ekspertyzie [2]. Wyznaczona dla określonych w ten sposób parametrów opływu liczba Reynoldsa wyniosła  $20,42 \cdot 10^6$ . Ponieważ wykracza ona poza zakres danych doświadczalnych raportu NACA nr 824 [10], aby uzyskać możliwość bezpośredniego porównania danych teoretycznych z wynikami badań tunelowych wykonano również obliczenia wstępne. W tym przypadku przyjęto wartość  $\text{Re} = 9,00 \cdot 10^6$ , która odpowiada danym doświadczalnym. Z geometrii profilu oraz własności ośrodka dla przyjętej wartości Re wynika prędkość napływu  $w = 66,13 \,\mathrm{m \cdot s^{-1}}$ . Obliczenia dla tej wersji parametrów oznaczono symbolem A, natomiast dla wersji odpowiadającej prędkości lotu/napływu równej 150 m·s<sup>-1</sup> symbolem B. Parametry wejściowe obliczeń numerycznych przedstawiono w tabeli 1.

Parametr		wersja A	wersja B
Ciśnienie przepływu niezaburzonego	$p_{\infty} = p(h)$ [Pa]	94736	94736
Temperatura przepływu niezaburzonego	$T_{\infty} = T(h) [\mathrm{K}]$	271,82	271,82
Prędkość przepływu niezaburzonego	$w_{\infty}  [\mathrm{m \cdot s^{-1}}]$	66,13	150,0
Ciśnienie dynamiczne	$p_d$ [Pa]	2651,3	13643
Temperatura spiętrzenia	$T_0$ [K]	273,65	281,23
Cięciwa profilu obliczeniowego	l [m]	1,8645	1,8645
Liczba Reynoldsa	Re [-]	$9,00.10^{6}$	$20,42 \cdot 10^6$
Liczba Macha	Ma [-]	0,2063	0,468
Kąt natarcia lotu poziomego	$\alpha [^{\circ}]$	4	4

Tab	ela	1.	Parametry	atmosfery i	dane	wejściowe	obliczeń	numerycznyc	h
-----	-----	----	-----------	-------------	------	-----------	----------	-------------	---

Program Xfoil [13] jest programem pomocniczym do wyznaczania parametrów opływu stacjonarnego przy projektowaniu poddźwiękowych profili lotniczych. Modelowanie numeryczne odbywa się w oparciu o metodę panelową. Danymi wejściowymi do programu są: geometria profilu, liczby Reynoldsa oraz Macha, kąt natarcia, liczba iteracji oraz znaczniki (ang. *flags*) wersji obliczeń, w tym znacznik włączenia funkcji opływu lepkiego. Obliczenia są wykonywane dla profilu o jednostkowej długości i do tej wartości normalizowane są wyniki obliczeń. W rezultacie działania programu otrzymuje się między innymi rozkład wartości bezwymiarowego współczynnika ciśnienia  $C_P$ , definiowanego jako [13], [15], [17]

$$C_P = \frac{\Delta p(x)}{p_d} \qquad \text{dla} \qquad p_d = \rho(h) \frac{w^2}{2} \tag{2.1}$$

gdzie:  $\rho$  – gęstość powietrza, x – współrzędna liniowa liczona wzdłuż cięciwy od noska profilu,  $\Delta p = p(x) - p_{\infty}$  – lokalna wartość zmiany ciśnienia w odniesieniu do ciśnienia w nieskończoności,  $p_d$  – ciśnienie dynamiczne przepływu niezaburzonego, w – prędkość przepływu niezaburzonego. Wyznaczane są również znormalizowane wartości współczynników aerodynamicznych w układzie kartezjańskim związanym z profilem: współczynnik siły nośnej  $C_L$ , współczynnik oporu  $C_D$  i moment pochylający profilu  $C_M$  [17], a także rozkład prędkości. Moment pochylający profilu  $C_M$  wyznacza się względem punktu położonego na cięciwie aerodynamicznej w odległości 0,25 cięciwy od noska profilu [13], [15]. Normalizacja wymiarowa jest standardową procedurą pakietu Xfoil i polega na określeniu wyznaczanych wartości współczynników aerodynamicznych dla profilu o jednostkowej długości (por. [13]).

Przykład wyników obliczeń uzyskanych z wykorzystaniem pakietu Xfoil dla wstępnej wersji parametrów (por. tabela 1) przedstawiono na rys. 1 i 2. Ze względu na wspomnianą wyżej procedurę normalizacyjną wyznaczone programowo wartości współczynników aerodynamicznych  $C_L$  i  $C_D$  muszą być podzielone przez czynnik 1,8645, który odpowiada proporcji długości cięciwy rzeczywistej c do wymiaru jednostkowego. Renormalizacja współczynnika momentu pochylającego profilu  $C_M$  do wartości odpowiadającej rzeczywistej cięciwie wymaga dzielenia przez kwadrat tej wielkości. Wartości współczynników aerodynamicznych siły nośnej, oporu i momentu pochylającego wyznaczonych w układzie profilu wynoszą zatem odpowiednio [13]

$$C_l = \frac{C_L}{c} \qquad C_d = \frac{C_D}{c} \qquad C_m = \frac{C_M}{c^2} \qquad (2.2)$$

Pakiet obliczeń numerycznych Comsol [12] został wybrany jako drugie narzędzie obliczeń numerycznych i zarazem główne narzędzie do interdyscyplinarnego modelowania procesów fizycznych. Podstawową metodą wykorzystywaną do budowy algorytmów pakietu Comsol jest metoda elementów skończonych (MES, ang. *FEM*). Comsol jest uniwersalnym narzędziem umożliwiającym przeprowadzenie symulacji numerycznych procesów złożonych i sprzężonych w geometriach: kartezjańskiej, cylindrycznej, sferycznej jedno, dwu



Rys. 1. Rozkład wartości współczynnika  $C_P$  wzdłuż profilu wyznaczony w programie Xfoil; podziałka główna osi odciętych 0,5 m, pomocnicza 0,1 m



Rys. 2. Rozkład prędkości na powierzchni profilu odniesionej do wartości prędkości napływu wzdłuż profilu. Na osi odciętych zaznaczono odległości w [m], na osi rzędnych przedstawiono stosunek prędkości opływu do prędkości płynu w nieskończoności

i trójwymiarowej. Możliwości modelowania zawężone są jedynie ograniczeniami liczby licencjonowanych modułów dedykowanych poszczególnym działom fizyki oraz mocą obliczeniową komputera. Zaletą pakietu jest możliwość modyfikacji modeli matematycznych, odpowiadających poszczególnym problemom różniczkowo-całkowym fizyki matematycznej, w tym tworzenie modeli własnych.

W niniejszym przypadku do wykonania obliczeń użyto modułu symulacji przepływu płynu ściśliwego lepkiego Turbulent Flow k- $\varepsilon$  (spf) z wykorzystaniem modelu turbulencji  $k \in \varepsilon$  w dwuwymiarowej geometrii kartezjańskiej (por. tabela 2). Moduł umożliwia pełne modelowanie zjawisk przepływowych, natomiast w przypadku modelowania zjawisk wymiany ciepła nie są uwzględniane w równaniu energii efekty związane ze ściśliwością płynu [18], [19]. Wymiary liniowe obszaru obliczeniowego wokół profilu w obydwu głównych kierunkach stanowiły więcej niż 10-krotność cięciwy profilu. Profil zajmował centralną pozycję obszaru. Podziału na elementy skończone dokonano z zastosowaniem siatki strukturalnej czworobocznej w bezpośrednim sasiedztwie profilu. Pozostałą część obszaru modelowanego przepływu podzielono na elementy trójkatne (rys. 3). Warunki brzegowe na włocie i wylocie z obszaru obliczeniowego określono zgodnie z wartościami parametrów podanych w tabeli 1. Na linii profilu zadano warunek braku poślizgu. W wyniku rozwiązania zagadnienia przepływu stacjonarnego uzyskano rozkłady stosownych pól parametrów fizycznych przepływu, w tym rozkład ciśnienia (por. rys. 4).



Rys. 3. Podział na elementy skończone do obliczeń z wykorzystaniem pakietu Comsol; na osiach zaznaczono wymiary liniowe w [m] z podziałką co 0,2 m

Kolejnym komercyjnym pakietem numerycznego rozwiązywania zagadnień przepływowych wykorzystanym w niniejszej pracy było środowisko Ansys CFX [11]. Również i ten pakiet jest przygotowany z myślą o realizowaniu obliczeń kompleksowych. Zestaw programów dedykowano jednak przede wszystkim modelowaniu trójwymiarowemu. W przypadku środowiska Ansys nie ma bezpo-
Tabela	2.	Parametry	$oblicze\acute{n}$	numerycznych	$\mathbf{Z}$	wykorzystaniem	pakietów
Comsol i	i Aı	nsys					

Opcja	Comsol	Ansys
Czynnik – płyn	gaz półdoskonały	gaz doskonały
Model turbulencji	$k$ - $\varepsilon$	$k$ - $\varepsilon$
Równanie energii	Ma < 0,3	brak
Typ analizy	stacjonarny	stacjonarny
Warunek brzegowy wlotu	prędkość,	prędkość,
do domeny	temperatura	temperatura
Warunek brzegowy wylotu	ciśnienie	ciśnienie
z domeny	statyczne	statyczne



Rys. 4. Przykładowy wynik obliczeń z wykorzystaniem pakietu Comsol w postaci rozkładu ciśnienia w obszarze profilu dla przypadku A (tabela 1). Legenda obejmuje swoim zakresem wartości ciśnienia od  $0.85644\cdot10^5$  do  $1.0035\cdot10^5$  Pa, na osiach

zaznaczono wymiary liniowe w [m] z podziałką co $0,5\,\mathrm{m}$ dla osi poziomej i $0,2\,\mathrm{m}$ dla osi pionowej

średniej możliwości modyfikowania struktury wbudowanych modeli matematycznych lub wprowadzania modeli własnych.

Do obliczeń wykonywanych z wykorzystaniem pakietu Ansys model geometrii profilu przygotowano za pomocą procedur programu NX6.0. Zastosowano interpolację punktów profilu lotniczego NACA 63-209 krzywymi sklejanymi typu B (B-sklejki, ang. *B-spline*) trzeciego stopnia. Obszar obliczeniowy – domenę obliczeniową – wokół profilu przewymiarowano w skali podobnej, jak w przypadku poprzednim. Dyskretyzacji modelu dokonano w programie ICEM CFD (pakiet Ansys). Utworzoną strukturalną siatkę obliczeniową zagęszczono w obszarach przewidywanych dużych gradientów parametrów oraz dokonano wygładzenia Laplace'a. Obliczenia wykonano dla tych samych warunków brzegowych, jak w przypadku pakietu Comsol, stosując model turbulencji k- $\varepsilon$ .

Przy opracowywaniu wyników programu Xfoil rozkład wartości współczynnika  $C_P$  przeliczono do wartości ciśnienia na powierzchni profilu tak, by można było dokonać porównania wszystkich trzech rezultatów. Posłużono się w tym celu zależnościami (2.1). Dwa pozostałe rozkłady do porównania to ciśnienia na powierzchni profilu z obliczeń w Comsolu i Ansysie. Do porównania rozkładów prędkości zastosowano bezpośrednie wyniki obliczeń Xfoila, Comsola i Ansysa.

Aby uzyskać możliwość odniesienia uzyskanych wyników do danych doświadczalnych przedstawionych w raporcie [10], zakres analizy rozszerzono również o porównanie wartości współczynnika siły nośnej  $C_l$ . Przeliczenia danych rozkładów ciśnienia dokonano zgodnie z metodyka podana w [17]. Polegało ono na numerycznym całkowaniu rozkładu różnicy ciśnienia dolnej i górnej powierzchni płata, następnie wyznaczeniu odpowiedniej składowej z danych kąta natarcia i odniesieniu uzyskanej wartości do wymiaru reprezentującego powierzchnię profilu i ciśnienie dynamiczne (por. [17], [20]). W podobnie prosty sposób można również wyznaczyć wartość współczynnika momentu pochylającego  $C_m$ . Z punktu widzenia rozważanego zagadnienia, wyznaczenie tego całkowego parametru analizowanego przepływu nie wnosi zasadniczych zmian do charakterystyki przepływu – miarodajne jest przede wszystkim porównanie rozkładów ciśnienia na profilu. O wiele bardzie interesujące byłoby porównanie współczynników oporu. Niestety, wyniki uzyskiwane w środowiskach Comsol i Ansys pozwalają na wyznaczenie wyłącznie składowej ciśnieniowej oporu, podczas gdy w środowisku Xfoil uwzględniany jest zarówno opór ciśnieniowy, jak i tarcie (por. [13]).

#### 3. Wyniki obliczeń i ich opracowanie

Zasadnicze obliczenia przeprowadzono dla dwóch wersji danych wykazanych w tabeli 1. W modelowaniu wykorzystane zostały trzy omawiane pakiety obliczeniowe. Podkreślić jednak należy, że tylko dla wersji A parametry wejściowe mieszczą się w ograniczeniach wszystkich trzech programów. Tylko w tym przypadku istnieje również możliwość porównania rezultatów z danymi doświadczalnymi. Dla wersji B liczba Macha modelowanego przepływu wykracza poza górne ograniczenie  $Ma_{max} = 0,4$  poprawnych zastosowań pakietu Xfoil jako narzędzia modelowania przepływu nieściśliwego. W związku z tym do wyników uzyskanych metodą panelową zastosowano poprawkę Prandtla-Glauerta. Teoria Prandtla-Glauerta dotyczy wpływu ściśliwości na wartość współczynnika  $C_P$ . Opracowana została dla przepływu dwuwymiarowego. Na podstawie tej teorii można przyjąć, że dla Ma < 0,7 wpływ ściśliwości da się uwzględnić, korygując ciśnienie zredukowane do wartości [22], [23]

$$C_P = \frac{C_{P,\rho=const}}{\sqrt{1 - \mathrm{Ma}^2}} \qquad \mathrm{Ma} = \frac{w_\infty}{\sqrt{\kappa RT}} \tag{3.1}$$

gdzie  $C_{P,\rho=const}$  jest ciśnieniem dynamicznym w przepływie nieściśliwym,  $w_{\infty}$  – prędkością przepływu niezaburzonego,  $\kappa$  – wykładnikiem izentropy, R – indywidualną stałą gazową, T – temperaturą bezwzględną.

Wybrane reprezentatywne wyniki obliczeń w postaci rozkładów ciśnienia i lokalnej prędkości wypadkowej zobrazowano na rys. 5, 6 i 7. Wyznaczone z rozkładów ciśnienia wartości współczynnika siły nośnej przedstawiono natomiast w tabeli 3. Wartości te zostały porównane z danymi doświadczalnymi z pracy [7] oraz z wynikami programowo wyprowadzanymi w środowisku Xfoil (por. opisy rys. 1 i 2: wartość przed renormalizacją  $C_L = 1,1945$ ).



Rys. 5. Rozkład ciśnienia wzdłuż cięciwy profilu dla prędkości napływu 66,13 m s<sup>-1</sup> i kącie natarcia 4° (wersja A)



Rys. 6. Rozkład prędkości opływu wzdłuż cięciwy profilu dla prędkości napływu 66,13 m $\cdot \rm s^{-1}$ i kącie natarcia 4° (wersja A)



Rys. 7. Rozkład ciśnienia wzdłuż cięciwy profilu dla prędkości napływu  $150 \,\mathrm{m\cdot s^{-1}}$ i kącie natarcia 4° (wersja B)

Analizując dane rozkładu ciśnienia z rys. 5, podkreślić należy zadowalającą zgodność jakościową oraz ilościową wyników obliczeń uzyskanych w środowiskach Xfoil oraz Ansys. Wyniki obliczeń z pakietu Comsol wykazują z poprzednimi tylko zgodność jakościową. Co do samych wartości różnice ciśnienia na górnej i dolnej powierzchni są w tym przypadku około dwóch razy większe.

Wariant	$w_{\infty}$ [m·s <sup>-1</sup> ]	Raport [10]	Xfoil program	Xfoil obliczenia	Xfoil- popr. P-G	Ansys	Comsol
А	66, 13	0,6	0,639	$0,\!636$	$0,\!650$	0,533	1,105
В	150,0	b.d.	0,730	0,726	0,819	0,585	1,267

**Tabela 3.** Zestawienie wyznaczonych wartości współczynnika  $C_l$ 

Oszacowanie to znajduje potwierdzenie w wynikach obliczeń współczynnika siły nośnej przedstawionych w tabeli 3.

W przypadku rozkładów predkości najwieksze podobieństwo wykazuja wyniki Xfoila i Comsola (por. rys. 6). Pierwotne, odczytane bezpośrednio z linii profilu wyniki programu Ansys układają się wokół wartości o ponad połowe mniejszych. Jednak ani wyniki Comsola, ani Ansysa, nie odzwierciedlają bezpośrednio warunku braku poślizgu na ściance. Jest to najprawdopodobniej zabieg programowy i procedura odczytu ignoruje modelową warstwę graniczną. Aby zobiektywizować wyniki porównania do rys. 6, zostały dodatkowo wprowadzone charakterystyki prędkości Ansysa i Comsola odczytywanej z linii konturu okalającego profil, oddalonego od niego o ok. 5 mm. Zgodnie z wynikami oszacowań kontur leży poza modelową warstwą przyścienną (por. [24]). Porównywane charakterystyki wykazują zgodność wzajemną oraz zgodność z rozkładem prędkości Xfoila. Co do samych wartości, warto zwrócić uwagę na fakt, że w przeciwieństwie do maksymalnych różnic ciśnienia Comsol daje w rezultacie minimalne różnice prędkości. Różnice w wartościach bezwzględnych wszystkich trzech rozkładów tylko lokalnie przekraczają wartość 20%, a wartości prędkości układają się wokół podobnej wartości średniej, odpowiadającej prędkości przepływu niezaburzonego.

Przedstawione na rys. 7 rozkłady ciśnienia uzyskane dla wersji B parametrów wejściowych powielają schemat wzajemnych proporcji z rys. 5. W uzupełnieniu można dodać, że podobnie rzecz się ma z rozkładami prędkości, które w niniejszym opracowaniu nie są prezentowane. Zmiana wartości wyniku obliczeń na zmianę zadanej wartości prędkości napływu jest przewidywalna. Dotyczy to oczywiście tylko analizowanej konfiguracji przepływu (kąt natarcia 4°) i ograniczonego zakresu zmian prędkości.

Wszystkie powyżej poczynione spostrzeżenia mają znaczenie przy ocenie możliwości wykorzystania pakietów MES do analizy złożonej wymiany ciepła w ewentualnym przepływie oblodzeniowym. Z technicznego punktu widzenia większe możliwości modelowania zjawisk złożonych daje pakiet Comsol. Niestety, w tym przypadku zakres możliwości modelowania turbulencji jest mniejszy. Z tego też powodu w obecnych obliczeniach ograniczono się do wykorzystania modelu k- $\varepsilon$ . Uzyskane rezultaty pozwolą jednak na oszacowanie błędu modelowania zjawisk złożonych.

Analizując zgodność wyznaczonych w środowisku Xfoil wartości współczynnika siły nośnej z wynikiem doświadczalnym (tabela 3, wersja A) i mając na uwadze porównanie tego pakietu z pakietem Comsol, wykonano dodatkowe obliczenia mające na celu wyznaczenie charakterystyki  $C_l(\alpha)$ , gdzie  $\alpha$  jest kątem natarcia. Wynik obliczeń odniesiony do charakterystyki doświadczalnej [10] przedstawiony został na rys. 8. Analiza ilustracji potwierdza zasadniczą zgodność danych Xfoil z eksperymentem. W dużym zakresie wartości kąta natarcia (od  $-10^{\circ}$  do  $+10^{\circ}$ ) zachowane są również proporcje pomiędzy wynikami Xfoila i Comsola, co oznacza również prawidłowe wyznaczenie kąta zerowej siły nośnej. Rezultaty Comsola są zawyżone w stosunku do danych doświadczalnych co do wartości bezwzględnych, ale możliwe jest podjęcie próby modelowania struktury oblodzeniowej i wpływu jej obecności na zmiane charakterystyki aerodynamicznej. Dodać jednak należy, że przy wykorzystaniu tego pakietu nie udało się uzyskać zbieżności procedur obliczeniowych w zakresie kątów niewiele przekraczających wartość krytyczną (przerwa od  $+17^{\circ}$ do  $+23^{\circ}$  w linii charakterystyki danych Comsola na rys. 8).



Rys. 8. Porównanie charakterystyk współczynnika siły nośnej wyznaczonych z danych uzyskanych za pomocą programów Xfoil oraz Comsol z danymi doświadczalnymi badań profilu NACA 63-209 (raport [10])

## 4. Podsumowanie

Przedmiotem analizy prezentowanej w niniejszym opracowaniu są wyniki numerycznego modelowania opływu profilu skrzydła samolotu TS-11 uzyskane z wykorzystaniem dwóch metod i trzech różnych programów: Xfoil, Comsol i Ansys. Modelowano przepływ dwuwymiarowy i uwagę skupiono na rozkładach ciśnienia i prędkości wypadkowej dla zadanych parametrów wejściowych. Dodatkowo określono również wartości współczynnika siły nośnej i te wyniki zostały odniesione do danych doświadczalnych opracowania [10]. Podjęte zagadnienie stanowi kontynuację uprzednich badań wykonywanych w kontekście zjawisk oblodzeniowych (por. [8]). Celem tego etapu jest skonfrontowanie możliwości i uwarunkowań obliczeniowych pakietu Comsol z innymi narzędziami numerycznego modelowania przepływów. Wybór Comsola został podyktowany wszechstronnością zawartych w tym pakiecie procedur obliczeniowych.

Rezultatem analizy jest stwierdzenie ilościowych rozbieżności wyników modelowania przeliczonych do wartości współczynnika siły nośnej. Zachowany został jednak charakter lokalnych zmian rozkładów ciśnienia i prędkości. Spostrzeżenia dotyczące różnic oraz ich wartości będą wykorzystane w dalszych pracach. Pośrednim wynikiem realizacji badań jest opracowanie metodyki modelowania i obliczeń numerycznych, która będzie wykorzystana w dalszych etapach przy modułowym modelowaniu zjawisk złożonej wymiany ciepła i masy.

#### **Bibliografia**

- 1. MESSINGER B.L., 1953, Equilibrium temperature of an unheated icing surface as a function of air speed, *J. Aeronautical Sc.*, **20**, 1, 29-42
- KOWALECZKO G., PANAS A., CHACHURSKI R. I INNI, 2005, Oblodzenie statków powietrznych, Warszawa: Wyd. ITWL, 2005
- PANAS A.J., TERPIŁOWSKI J., 2000, Analiza termodynamiczna zjawisk wymiany ciepła przy opływie wybranych elementów konstrukcyjnych samolotu TS-11 Iskra strumieniem wilgotnego przechłodzonego powietrza dla danych z lotu na trasie Mińsk Mazowiecki – Otwock w dniu 11.11.1998 r., WAT, Warszawa
- TERPIŁOWSKI J., PANAS A.J., 2000, Opracowanie wyników pomiaru temperatury na płatowcu i odbiorniku ciśnienia PWD-4 samolotu TS-11 Iskra podczas lotu, WAT, Warszawa
- 5. TERPIŁOWSKI J., PANAS A.J., SOBIERAJ W., JAKIELASZEK Z., 2002, Investigations of an airfoil surface temperature changes of a jet plane on flight

in changing atmospheric conditions, 8th TEMPMEKO Symposium 2001, PTB-VDI/VDE-Gesellschaft Mess- und Automatisierungstechnik, Berlin, 19-21 June 2001, Berlin, 1059-1064

- PANAS A.J., WAŚLICKI P., 2004, Badanie zjawisk wymiany ciepła w procesach oblodzeniowych statków powietrznych, XII Sympozjum Wymiany Ciepła i Masy, 15-18 czerwca 2004, Kraków, Katedra Teorii i Inżynierii Procesów Metalurgicznych Akademii Górniczo-Hutniczej, Kraków, 637-644
- PANAS A.J., TERPIŁOWSKI J., WAŚLICKI P., 2005, Transient temperature measurements during in-flight and wind tunnel investigations of icing phenomena, NATO RTO SCI-162 Conference "Flight Tests – Sharing Knowledge", 9-11 May, Warsaw
- PANAS A.J., NOWAKOWSKI M., TERPIŁOWSKI J., BIAŁECKI M., JAKIELA-SZEK Z., MICHALCZEWSKI M., 2010, Analiza wyników pomiaru temperatury z badań samolotu TS-11 Iskra w locie, [W:] *Mechanika w lotnictwie*, *ML-XIV* 2010, PTMTS Warszawa, 569-581
- WSK Mielec Nr 62/73, Opis techniczny samolotu TS-11 Iskra bis D, cz. I, Płatowiec
- 10. National Advisory Committee for Aeronautic Report no. 824
- 11. ANSYS, www.ansys.com
- 12. COMSOL, www.comsol.com
- 13. Xfoil wersja 6.96, strona źródłowa: http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/
- SEINFELD J.H., PANDIS S.N., 2006, Atmospheric Chemistry and Physics From Air Pollution to Climate Change, John Willey & Sons, Inc., Hoboken, New Jersey
- 15. PROSNAK W., 1970, Mechanika Płynów, PWN, Warszawa
- Standard Atmosphere Tables and Data for Altitudes to 65,800 feet, National Advisory Committee for Aeronautics Raport 1325, Montreal/Langley 1955
- 17. KACZMARCZYK J., MARUSZKIEWICZ J., 1970, Poradnik do ćwiczeń laboratoryjnych z mechaniki płynów, WAT, Warszawa
- 18. PROSNAK W., 2006, Równania klasycznej mechaniki płynów, PWN, Warszawa
- 19. CFD Module User's Guide, Comsol 4.2, May 2011
- 20. FISZDON W., 1952, Mechanika lotu, PWN, Warszawa
- 21. www.desktop.aero/appliedaero/compressibility/compressairfoils.html
- 22. TANNEHILL J.C., ANDERSON D.A., PLETCHER R.H., 1997, Computational Fluid Mechanics and Heat Transfer, Taylor & Francis, Washington DC
- KROO I., 2007, Applied Aerodynamics: A Digital Textbook, Desktop Aeronautics, Inc., Stanford, v. 5.0
- 24. WIŚNIEWSKI S., 1980, Wymiana ciepła, PWN, Warszawa

# The NACA 63-209 airfoil airflow studies applying different numerical tools

#### Abstract

The 2D airflow over the NACA 63-209 airfoil has been studied by numerical simulation. The analyses have been performed applying three different software packages: Xfoil, Comsol and Ansys. In every individual case the methodology of numerical simulation has been elaborated prior to calculations. In the course of simulation the pressure and velocity field have been obtained for selected values of the angle of attack. Applying these results the appropriate aerodynamic force coefficients have been calculated. Finally, the obtained results have been compared with the experimental data taken from the literature.

# BADANIA EKSPERYMENTALNE ENTOMOPTERA W LOCIE POSTĘPOWYM W TUNELU WODNYM

Paweł Czekałowski Krzysztof Sibilski

Politechnika Wrocławska, Zakład Inżynierii Lotniczej e-mail: pawel.czekalowski@pwr.wroc.pl; krzysztof.sibilski@pwr.wroc.pl

> Przedstawiony artykuł ściśle nawiązuje do prac nad budową obiektu latającego, który generuje siłę nośną tak jak latające owady, czyli entomoptera. Celem pracy jest zbadanie zachowania obiektu podczas lotu postępowego. Zbudowano prototypowe urządzenie naśladujące niektóre ruchy owadów podczas lotu. Posłużyło ono do badań w tunelu wodnym, a wyniki pomiarów do stworzenia empirycznego modelu aerodynamiki obiektu. Na podstawie tych danych możliwe było zamodelowanie dynamiki ruchu entomoptera. Analiza przeprowadzona została w oparciu o program zaimplementowany w środowisku Matlab.

> Artykuł składa się z dwóch części. Pierwsza opisuje metodologię eksperymentu przeprowadzonego w tunelu wodnym oraz jego wyniki. Ideą eksperymentu jest pomiar sił oraz momentów hydrodynamicznych generowanych przez skrzydła robota w tunelu wodnym. Zasymulowany został lot z prędkością postępową poprzez ruch wody w tunelu. W pracy zawarte zostały wyniki pomiarów oraz opisane płynące z nich wnioski. W drugiej części opisana została analiza dynamiki ruchu entomoptera. Przedstawiono sposób wykorzystania danych eksperymentalnych, model matematyczny obiektu oraz wyniki symulacji.

## Oznaczenia

A, B	—	współczynniki szeregu Fouriera,
С	—	długość cięciwy,
$C_{N,T,V,H}$	—	współczynniki siły normalnej, stycznej, pionowej (nośnej)
		lub poziomej (napędowej),
f	—	częstotliwość trzepotania,
J	—	posuw względny,

$m_s$	_	masa skrzydła,
N	_	składowa normalna siły hydrodynamicznej,
V	_	siła prostopadła do wektora prędkości postępowej (nośna),
H	_	siła równoległa do wektora prędkości postępowej (napędo-
		wa),
T	_	składowa styczna siły hydrodynamicznej,
u	_	prędkość postępowa,
PA	_	kąt pochylenia,
Re	_	liczba Reynoldsa,
R	_	odległość końcówki skrzydła od osi obrotu,
$R_0$	_	odległość nasady skrzydła od osi obrotu,
$r_{sc,\phi,\gamma}$	_	odległość środka ciężkości skrzydła od odpowiednich osi ob-
		rotu,
$I_{\phi,\gamma}$	_	momenty bezwładności względem odpowiednich osi,
$\Phi$	_	kątowy zakres ruchu względem średniej płaszczyzny,
$\gamma$	_	kąt nastawienia,
$\phi$	_	położenie azymutalne skrzydła,
ρ	_	gęstość wody,
ν	_	kinematyczny współczynnik lepkości,
$\omega$	_	prędkość kątowa skrzydła,
$\varepsilon_{\phi,\gamma}$	_	przyspieszenie kątowe skrzydła względem odpowiednich osi.

## 1. Tło i geneza problemu

Przedstawiony eksperyment przeprowadzony został w ramach projektu rozwojowego "System monitorowania i detekcji aktywności istot żywych w pomieszczeniach zakrytych i budynkach oraz ochrony i monitorowania obiektów z latającym nanorobotem w układzie entomoptera" finansowanego ze środków NCBiR. Projekt ma na celu zbadanie możliwości budowy i wykorzystania obiektów klasy mikro w układzie entomoptera. Eksperyment był doświadczalną próbą sprawdzenia, w jaki sposób badany obiekt będzie zachowywał się podczas lotu postępowego. Doświadczenie przede wszystkim miało odpowiedzieć na pytania: jak szybko będzie w stanie polecieć? oraz w jaki sposób należałoby nim sterować?

Modelowanym obiektem był prototypowy entomopter o konstrukcji przedstawionej na rys. 1. Podstawowe parametry charakteryzujące kinematykę ruchu zostały zestawione w tabeli 1. Obiekt jest dwuskrzydły. Do napędu służy miniaturowy silnik elektryczny, przekazanie mocy na skrzydła realizowane jest przez układ korbowy. Rozpiętość skrzydeł wynosi 200 mm. Całkowity zakres ruchu głównego to 140°. Częstotliwość trzepotania zawiera się w zakresie 10-20 Hz, a średnia liczba Reynoldsa charakteryzująca opływ skrzydeł to przedział 11000-23000.



Rys. 1. Projekt entomoptera

Tabela 1. Parametry entomoptera

Masa	M	$10\mathrm{g}$
Odległość końcówki skrzydła od osi obrotu	R	$100\mathrm{mm}$
Amplituda ruchu	$\Phi$	140°
Częstotliwość trzepotania	f	$10-20\mathrm{Hz}$
Liczba Reynoldsa	Re	11000-23000

#### 2. Idea eksperymentu

Ideą eksperymentu było zmierzenie sił hydrodynamicznych generowanych przez skrzydła robota dla różnych prędkości postępowych i różnych kątów pochylenia obiektu (względem wektora prędkości) oraz określenie na tej podstawie maksymalnej prędkości lotu postępowego. Eksperyment przeprowadzony został w tunelu wodnym. Opis aparatury badawczej można znaleźć w [1] oraz [2]. Powodem, dla którego warto jest przeprowadzać tego typu testy w wodzie, jest możliwość radykalnego zmniejszenia częstotliwości trzepotania, a w efekcie zminimalizowanie udziału w wynikach sił i momentów bezwładności, które utrudniają (a mogą wręcz uniemożliwić) identyfikację sił aerodynamicznych. Tego typu badania bardzo często prowadzone są właśnie w tym ośrodku, czego przykładem mogą być artykuły [3]-[5]. Jako model entomoptera do badań w tunelu wodnym wykorzystany został specjalnie do tego zaprojektowany robot. Opis jego konstrukcji można znaleźć w pozycji [6].

Ze względów technicznych testy wykonywane były ze średnią liczbą Reynoldsa 7500 (trudności ze zwiększeniem częstotliwości, ograniczenie rozpiętości skrzydeł ze względu na szerokość sekcji pomiarowej). Liczba ta stosowana jako kryterium podobieństwa dynamicznego opływu zdefiniowana została w następujący sposób

$$\operatorname{Re} = \frac{4\Phi R^3}{\nu\lambda(R - R_0)} \tag{2.1}$$

Mechanizm umożliwia obracanie każdym ze skrzydeł względem trzech osi, jednakże na potrzeby eksperymentu napęd jednej z osi został wyłączony. Zmiany kątowego położenia skrzydła podczas jednego cyklu przedstawione zostały na rys. 6 i 7. Rysunek 2 przedstawia definicję kątów opisujących położenie skrzydła. Przebieg zmian kąta azymutalnego odpowiada zaprojektowanemu układowi korbowemu, natomiast kąta nastawienia został przyjęty arbitralnie. Analitycznie ruch opisany jest za pomocą szeregu Fouriera [7]

$$\phi(t), \gamma(t) = \sum_{i=1}^{N} [A_i \cos(2i\pi f t) + B_i \sin(2i\pi f t)] + A_0$$
(2.2)

Kształt obrysu skrzydła (rys. 2) został zaczerpnięty z przyrody (skrzydło muchy domowej). Przekrój stanowi płaska płytka zaostrzona na krawędzi natarcia i spływu.

Zakres sprawdzonych prędkości postępowych to u = 0-0.12 m/s, co odpowiada posuwowi względnemu J = 0-0.68 wyrażonego w postaci [7]

$$J = \frac{u}{2\Phi fR} \tag{2.3}$$

Zakres prędkości ustalony został w oparciu o dane statystyczne (maksymalny posuw względny osiągany przez latające owady [8]). Kąt pochylenia zdefiniowany jako kąt pomiędzy osią silników, a kierunkiem prostopadłym do wektora prędkości postępowej, zmieniany był w zakresie  $0^{\circ}-40^{\circ}$ .



Rys. 2. Definicja położenia skrzydła



Rys. 3. Kształt skrzydła

#### 3. Metodologia

Do pomiaru siły wykorzystana została pięcioskładnikowa waga tensometryczna będąca na wyposażeniu tunelu. Brane pod uwagę były tylko odczyty z sekcji odpowiadających za siłę normalną oraz moment pochylający. Pozostałe wskazują jedynie szum oraz siły i momenty będące efektem asymetrii ustawienia obiektu. Model wraz z wagą umieszczony został na suporcie tunelu wodnego, który umożliwił zmianę kąta pochylenia podczas cyklu badań. Lot z prędkością postępową imitowany był przez włączenie przepływu w tunelu. Każdy pomiar składał się z trzech faz (rys. 4): pomiaru siły normalnej, pomiaru siły stycznej oraz tary. Podczas pomiaru siły normalnej przy zerowym kącie pochylenia oś wagi pokrywała się z kierunkiem przepływu czynnika tunelu. W takiej konfiguracji dokonywany był pomiar tarujący wagę (pomiar wypadkowych sił ciężkości i wyporu oraz pochodzących od nich momentów) dla różnych kątów pochylenia. Do pomiaru siły stycznej waga była obracana o 90° względem głównej osi robota.



Rys. 4. Sposób pomiaru dwóch składowych sił

System pomiarowy dokonywał pomiarów z częstotliwością 50 Hz. Sygnał dodatkowo był podawany obróbce filtrem eliptycznym o częstotliwości 100 kHz. Podczas każdego pomiaru robot wykonywał trzydzieści powtórzeń ruchu trzepoczącego. Wyniki pierwszych trzech były odrzucane, pozostałe uśredniano. W wyniku pomiaru uzyskiwane były spadki napięć na mostkach tensometrycznych. Aby uzyskać wynik w postaci sił, należało przemnożyć spadki napięć przez odwróconą macierz kalibracji. Po przemnożeniu i uśrednieniu wyniki były aproksymowane szeregiem Fouriera o długości 20 wyrazów. Zabieg ten ułatwia dalsze przetwarzanie danych oraz dodatkowo wygładza wyniki. Oczywiście, w uzyskanym w ten sposób wyniku są siły zarówno hydrodynamiczne, jak również siła ciężkości i wyporu oraz bezwładności (te właściwie są pomijalnie małe). Aby wyodrębnić siły hydrodynamiczne, dokonywana była tara, czyli robot był ważony w bezruchu. Siłę hydrodynamiczną można wyrazić w postaci różnicy

$$F_{hyd} = F_{zmierz} - F_{tara} - F_I \tag{3.1}$$

gdzie  $F_I$  to siły bezwładności.

Siły bezwładności zostały wyliczone na podstawie znajomości geometrii modelu oraz sposobu jego ruchu. W przypadku sił normalnych siły bezwładności wyliczone zostały z zależności

$$F_{In} = \frac{I_{\gamma}\varepsilon_{\gamma}(t)}{\sqrt{\frac{I_{\gamma}}{m}}} \cos[\gamma(t)] + mr_{sc\gamma}\varpi_{\gamma}(t)^{2}\sin[\gamma(t)]$$
(3.2)

natomiast w przypadku pomiaru sił stycznych

$$F_{It} = \frac{I_{\phi}\varepsilon_{\phi}(t)}{\sqrt{\frac{I_{\phi}}{m}}} \cos[\phi(t)] + \frac{I_{\gamma}\varepsilon_{\gamma}(t)}{\sqrt{\frac{I_{\gamma}}{m}}} \sin[\gamma(t)] \cos[\phi(t)] + mr_{sc\phi}\varpi_{\phi}(t)^{2} \sin[\phi(t)] + mr_{sc\gamma}\varpi_{\gamma}(t)^{2} \cos[\gamma(t)]$$
(3.3)

Podczas eksperymentu przebadano dwie trajektorie ruchu, które różniły się sposobem zmiany kąta nastawienia skrzydła. W pierwszym przypadku maksymalne wychylenie podczas pierwszego półcyklu, jak i drugiego było identyczne i wynosiło po 45° od kąta nastawienia 90° (minimalny i maksymalny kąt nastawienia to 45° i 135°). Druga trajektoria ruchu odróżniała się zróżnicowaniem maksymalnego wychylenia. Skrajne położenia skrzydła względem kąta nastawienia to 63° i 153°. Współczynniki szeregu Fouriera opisujące przebieg zmian położeń kątowych skrzydła zostały zestawione w tabeli 2.

 $\phi$  $\gamma_1$  $\gamma_2$ i Α В Α В Α B0 0 90 90 90 1 64.1425 5.3681-5.97243.396 -7.33360.101 21.2752.53337.5098-0.429-3.61014.5293 -2.8660-5.5862-1.6313.095-1.9364.8644 1.49600.225-0.12031.158-1.4293.130-0.624451.27770 0 0 0

Tabela 2. Współczynniki szeregu Fouriera

Na rysunku 5 przedstawiono kątowe położenie skrzydła w jednym okresie ruchu. Kątowe położenie względem średniej płaszczyzny ruchu reprezentuje krzywa oznaczona symbolem  $\phi$ , natomiast kąt nastawienia jako  $\gamma_1$  dla pierwszego sposobu ruchu oraz  $\gamma_2$  dla drugiego. Oba przebiegi zmian kąta nastawienia osiągają wartość 90° w momencie zmiany kierunku ruchu (w punktach zwrotnych). Przebieg  $\gamma_2$  zarówno w pierwszym półcyklu (ruchu skrzydła do przodu, czyli "pod wiatr"), jak i drugim osiąga wartość wyższą niż  $\gamma_1$ , co oznacza, że w pierwszej fazie skrzydło opływane jest pod mniejszym kątem natarcia, w drugiej natomiast odwrotnie, pod większym. Intuicyjnie spodziewano się większej efektywności układu poprzez pochylenie wypadkowego wektora siły ku przodowi.



Rys. 5. Trajektoria ruchu skrzydeł

## 4. Wyniki pomiarów

Wyniki pomiarów to przebiegi napięć uzyskiwane na mostkach tensometrycznych. Rezultaty przemnażano przez odwrotna macierz kalibracji wagi, w wyniku czego otrzymywane były przebiegi sił oraz momentów podczas całego cyklu. W celu analizy wyniki zostały uśrednione. Na rysunku 6 zestawiono przetworzone wyniki pomiaru dla zawisu (prędkość postępowa równa 0 m/s). Są to przebiegi siły normalnej do średniej płaszczyzny trzepotania (N) oraz stycznej (T). Analizując przebieg siły normalnej, widać dwa maksima, których położenia odpowiadają maksymalnym prędkościom obrotowym skrzydła. Ruch skrzydła do przodu (I półcykl) odbywał się z mniejszą prędkością. Wartość piku dla tej fazy jest znacznie (niemalże dwukrotnie, bo dla I połowy 0,232 N, dla II 0,41 N) mniejsza. Wartość minimalną (-0,013 N) siła normalna uzyskuje w 1,5 s okresu. Między pierwszym a drugim maksimum przez dłuższy czas (około 1 s) utrzymuje się niemalże zerowa wartość siły. Między drugim a pierwszym wartość jest wyraźnie dodatnia, lecz również przez około 1 s utrzymuje się na stałym poziomie. Przebieg siły stycznej jest podobny w analogiczny sposób do siły normalnej. Ekstrema są w tych samych miejscach. Ich wartości również znacznie różnią się – drugie jest znacznie większe. Porównując wyniki dla zbadanych ruchów (rysunki 6 i 7), widać, że dla zawisu zamierzony efekt został osiągnięty. Krzywa siły stycznej (T) została przesunięta do góry, co oznacza, że wypadkowa siła w tym kierunku zwiększyła się. Istotnej zmianie uległa krzywa reprezentująca siłę normalną. Nastąpił wzrost siły w pierwszej połowie cyklu, przy równoczesnym jej spadku w drugiej. Warto zauważyć, że wzrost sił normalnej nastąpił dla półcyklu, w którym zmniejszono kąt natarcia. Oznacza to, że skrzydło pracuje na zakrytycznych kątach natarcia (gdyby zaniedbać indukowane przez same skrzydła pole prędkości, w zawisie dla I przypadku kąty natarcia będą większe od 45°). Warto sprawdzić, czy zwiększenie amplitudy zmian kąta nastawienia nie spowoduje poprawy efektywności.



Rys. 6. Zmierzone składowe siły hydrodynamicznej dla zawisu dla trajektorii 1



Rys. 7. Zmierzone składowe siły hydrodynamicznej dla zawisu dla trajektorii 1

Rysunki 8 i 9 zawierają zestawienia wyników pomiarów z prób z różnymi prędkościami postępowymi, ale dla kątów pochylenia, przy których składowa siły równoległa do wektora prędkości wody była najbliżej zera (punktu równowagi) dla pierwszego sposobu ruchu. Na wykresy naniesiono również orientacyjne przebiegi zmian kątowego położenia azymutalnego skrzydła ( $\phi$ ), kąta nastawienia ( $\gamma$ ) (wartości nie odpowiadają zamieszczonej skali na osi wartości). Wraz ze wzrostem prędkości postępowej rosną maksymalne wartości w I fazie ruchu (ruch skrzydła do przodu), maleją natomiast w fazie drugiej (ruch skrzydła do tyłu). Znacząca różnica jest także pomiędzy 1-2,5 s. Przebiegi coraz wyraźniej przechodzą poniżej osi zero. Analizując przebiegi zmierzone dla posuwów względnych 0,48 i 0,54, zauważalny jest jedynie lekki spadek wartości maksymalnych.



Rys. 8. Składowa normalna siły aerodynamicznej dla różnych prędkości postępowych



Rys. 9. Składowa styczna siły aerodynamicznej dla różnych prędkości postępowych

W przypadku sił normalnych, jak i stycznych, najbardziej wyróżniającym się wynikiem jest ten zmierzony dla zawisu. W przypadku siły stycznej on właśnie cechuje się największą wartością maksymalną i asymetrią przebiegu, czego efektem jest najwyższa wartość wypadkowa. Zmiany w wartościach ekstremów są takie, jak dla siły normalnej. Również różnica pomiędzy wynikami dla największych prędkości jest taka, jak w przypadku pierwszej składowej siły. W celu łatwiejszej analizy uzyskany układ sił został przetransformowany do układu współrzędnych związanych z przepływem. Tak więc siła nośna zostanie wyrażona jako

$$V = N\cos(PA) - T\sin(PA) \tag{4.1}$$

a siła napędowa (równoległa do kierunku przepływu)

$$H = T\cos(PA) + N\sin(PA) \tag{4.2}$$

Analizując uzyskane średnie siły nośne i napędowe w dziedzinie kata pochylenia obiektu (rys. 10), można zauważyć, że siła napędowa  $(F_x)$  rośnie wraz ze wzrostem kąta natarcia obiektu. Dla małych kątów  $(35^{\circ})$  i niedużych prędkości (J = 0,4) zmiany sił w funkcji wspomnianego kata z powodzeniem moga być aproksymowane funkcjami liniowymi. Siła normalna w funkcji kata pochylenia przejawiała tendencję rosnącą dla dwóch prędkości postępowych J = 0.1 oraz J = 0.48, w pozostałych przypadkach wraz ze wzrostem kata pochylenia (pochylenie do przodu) średnia wartość siły malała. Siła styczna do posuwu 0,31 jest malejąca w dziedzinie kata pochylenia w przedziale 0,36-0,48 wykazywała charakter rosnący, natomiast dla największej predkości ponownie była malejąca. Mimo to, w każdym przypadku siła napedowa rośnie wraz z pochyleniem, oczywiście wzrost ten spowodowany jest kosztem spadku siły nośnej. Kat pochylenia, jaki jest potrzebny do zapewnia zerowej siły poziomej (rys. 11), jest rosnacy w przebadanym zakresie dla obu sposobów ruchu z wyłączeniem pomiaru dla największej prędkości drugiego sposobu ruchu. Ostatni punkt dla krzywej  $gamma_2$  na wykresie 11 jest wyraźnie poniżej poprzedniego.



Rys. 10. Średnie wartości składowych siły aerodynamicznej dla prędkości  $0,052\,{\rm m/s}$ w funkcji kąta pochylenia



Rys. 11. Kąt pochylenia dla warunku równowagi

Na wykresie 12 przedstawiona jest zmiana siły nośnej dla kąta pochylenia odpowiadającemu równowadze. W przypadku trajektorii ruchu skrzydeł  $\gamma_1$ , najniższe wartości uzyskane zostały dla zawisu oraz najwyższej prędkości. W najbardziej sprzyjających warunkach siła ta wzrosła nawet o 16%. W zakresie posuwu względnego J = 0,15-0,41 siła utrzymywała się stałym poziomie. Dla zawisu uzyskana wypadkowa siły dla trajektorii  $\gamma_2$  była, praktycznie rzecz biorąc, taka sama, jak dla poprzedniej (różnica jest na poziomie 3%). Zasadniczą różnicę widać w zachowaniu obiektu podczas lotu postępowego. Powyżej prędkości odpowiadającej posuwowi względnemu J = 0,38 siła nośna drastycznie spadła (nawet o 50%). Można to przyrównać do klasycznego przeciągnięcia.



Rys. 12. Siła nośna w warunkach ustalonych

Aby odnieść uzyskane wyniki do rzeczywistości, należy w pierwszej kolejności wyniki sprowadzić do postaci bezwymiarowych współczynników

$$C_V, C_H, C_N, C_T = \frac{V, H, N, T}{\rho \int_{R_0}^R c(r) (2\Phi f r)^2 dr}$$
(4.3)

Wyznaczony według powyższego wzoru średni współczynnik siły nośnej dla maksymalnej mierzonej prędkości wyniesie  $C_V = 2,04$ . Następnie poprzez przekształcenie tego samego wzoru i podstawienie parametrów entomoptera, uzyskana zostanie wymagana częstotliwość trzepotania potrzebna do uzyskania pożądanej siły nośnej (równej sile ciężkości) f = 11,5 Hz. Teraz można wyznaczyć prędkość postępową poprzez przekształcenie wyrażenia (2.3). Największa przebadana prędkość odpowiada 3,17 m/s lotu obiektu rzeczywistego.

#### 5. Model dynamiki ruchu

Na potrzeby prac projektowych opracowano model mechaniki lotu, wykorzystując środowisko obliczeniowe Matlab. Celem analizy zachowania obiektu podczas lotu jest opracowanie sposobu zapewnienia stateczności oraz sterowności obiektu. W obecnej chwili wspomniany model jest wciąż udoskonalany, a analiza w znacznej mierze uproszczona. Niemniej pozwala ona na wyciągnięcie pewnych wniosków, które rzutują na proces projektowania.



Rys. 13. Schemat blokowy modelu (Simulink)

Model zasadniczo składa się z dwóch modułów (rys. 13). Pierwszy (Custom Variable Mass) jest wbudowanym modułem Matlaba, który rozwiązuje trzy

równania ruchu dla obiektu uproszczonego do punktu materialnego o trzech stopniach swobody

Moduł wymaga wprowadzenia sił oraz momentu pochylającego w każdym punkcie czasu. Te informacje dostarczane są z modułu odwzorowującego własności aerodynamiczne obiektu. Moduł ten został napisany jako "M-file Sfunction". Model aerodynamiczny docelowo będą stanowić trzy (dla współczynników siły normalnej, stycznej oraz momentu pochylającego) wielowymiarowe tablice zawierające współczynniki szeregów Fouriera, za pomocą którego zostały opisane współczynniki sił aerodynamicznych. Na rysunku 14 przedstawiona została w sposób schematyczny budowa takiej tablicy. W kolejnych wierszach każdej z kolumn znajdują się współczynniki kolejnych wyrazów szeregu. Każda kolumna została sporządzona dla innej prędkości postępowej, natomiast każda z warstw dla innego kąta natarcia entomoptera. Współczynniki sił i momentu aerodynamicznego adekwatne dla danych warunków lotu (kąt natarcia, prędkość lotu) wyznaczane są poprzez interpolację pomiędzy wartościami zmierzonymi, zawartymi w tablicy.

Rys. 14. Budowa trójwymiarowej tablicy zawierającej współczynniki szeregu Fouriera

Aktualnie analiza została przeprowadzona przy założeniu, że charakterystyki są niezmienne i takie, jak dla zawisu. Kolejnym uproszczeniem jest zaniedbanie dynamiki ruchu skrzydeł, które w najbliższym czasie zostanie poprawione.

#### 6. Wyniki wstępnych symulacji

Symulacje przeprowadzono dla konfiguracji entomoptera (położenie środka ciężkości) zapewniającej stateczność obojętną w zawisie. Położenie środka ciężkości została wyznaczona w oparciu o średnie wartości sił i momentów. Przyjęto masę obiektu równą 9,23 g, a częstotliwość trzepotania równą 15 Hz.

Na rysunku 15. przedstawiono przebieg zmian położenia środka ciężkości wzdłuż dwóch kierunków, natomiast na wykresie 16 zmiany kąta pochylenia entomoptera. Maksymalne oscylacje odnotowano w płaszczyźnie poziomej (kierunek x) i wynosiła 4,5 mm. Wypadkowe oscylacje wyniosły 5,1 mm. Oscylacje katowego położenia obiektu wyniosły około 4°. Wartości osiąganych maksymalnych prędkości postępowych podczas oscylacji wyniosła około 0,28 m/s, co stanowi około 4% wartości średniej prędkości liniowej końcówki skrzydła. W przypadku oscylacji kątowego położenia maksymalna wartość prędkości katowej odniesiona do średniej prędkości katowej skrzydła to 6%. Wpływ pola prędkości związanego z przemieszczeniem środka ciężkości entomoptera na charakter opływu skrzydel jest znikomy, w zwiazku z czym wykorzystanie do analizy danych tylko dla zawisu nie zniekształca znacząco modelu aerodynamicznego. Mimo to, uwzględnienie zmian w siłach aerodynamicznych spowodowałoby wytracenie obiektu z równowagi. Ponieważ obiekt znajduje się w stanie równowagi, to jego siła nośna równa jest założonej masie. Z powodu istniejących oscylacji w katowym położeniu entomopera efektywna siła nośna jest niższa o około 4% od tej uzyskanej w hipotetycznym bezruchu (9,61 g).



Rys. 15. Zmiana położenia obiektu w czasie trwania eksperymentu



Rys. 16. Zmiana kąta pochylenia obiektu w czasie trwania eksperymentu

#### 7. Wnioski

Dla pierwszej kinematyki ruchu nie udało się zaobserwować przekroczenia maksymalnej prędkości. Przy maksymalnej sprawdzonej, badany obiekt uzyskiwał wartość siły nośnej zbliżoną do tej podczas zawisu. Zmiana siły napędowej uzyskiwana jest poprzez pochylenie entomoptera. Zależność wymaganego kąta pochylenia dla uzyskania równowagi w funkcji prędkości lotu w rozpatrywanym zakresie jest zbliżona do liniowej. Podczas prób z drugim sposobem ruchu zaobserwowano zjawisko zbliżone do przeciągnięcia przy prędkości odpowiadającej posuwowi względnemu J = 0.38. Uzyskane maksymalne wartości sił stycznej i normalnej do wagi są tego samego rzędu. Oznacza to, że siła oporu, a więc także potrzebna moc jest bardzo duża. Modyfikacja sposobu zmiany kąta nastawienia, tak aby obrócić wypadkowy wektor siły aerodynamicznej, istotnie spowodowała wzrost wypadkowej siły stycznej. Potrzebne są jednak pomiary momentu obrotowego, które odpowiedziałyby, jakie jest faktyczne zapotrzebowanie na moc. Bardzo uproszczona analiza zachowania się w swobodnym zawisie entomoptera wykazała, że oscylacje w zakresie położenia środka ciężkości oraz kata pochylenia są niewielkie i nie generują znaczącego pola predkości. Mimo to można się spodziewać, że nawet tak niewielkie wahania będa wytracać obiekt z równowagi.

#### Podziękowanie

Opisanie powyżej badania stanowią część projektu rozwojowego finansowanego przez Narodowe Centrum Badań i Rozwoju.

#### Bibliografia

- 1. CZEKAŁOWSKI P., SIBILSKI K., 2011, Water tunnel experimental investigation on the aerodynamic performance of flapping wings for nano air vehicles, 29th Appled Aerodynamics Conference AIAA, Honolulu
- 2. RHRC, Research water tunnel specification, El Segundo California 2009
- Unsteady Aerodynamics for Micro Air Vehicles, AC/323(AVT-149)TP/332 ISBN 978-92-837-0118-7, 2010
- OL M.V., 2010, Unsteady low Reynolds number aerodynamics for micro air vehicles (MAVs), AFRL-RB-WP-TR-2010-3013
- HAN J.S., CHAN J.W., 2010, Visualization and force measurement of an insect based flapping wing, 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida
- 6. Raport do projektu "System monitorowania i detekcji aktywności istot żywych w pomieszczeniach zakrytych i budynkach oraz ochrony i monitorowania obiektów z latającym nanorobotem w układzie entomoptera" – praca jeszcze nieopublikowana
- 7. SHYY W., LIAN Y., TANG J., VHERU D., LIU H., 2008, Aerodynamics of low Reynolds number flyers, Cambridge Aerospace Series
- LASEK M., PIETRUCHA J., SIBILSKI K., ZŁOCKA M., 2003, Modelowanie dynamiki lotu ornitoptera, Raport Merytoryczny projektu nr 9 T12C 004 18
- LEISHMAN J.G., 2000, Principles of Helicopter Aerodynamics, Cambridge University Press

#### Experimental investigation on entomopter in forward flight

#### Abstract

The paper is strictly connected with project of an entomopter. The aim of work is to investigate behavior of this flying object during forward flight. Prototype robot was built. It can perform wing motion similarly to insects during flight. Flapping wing robot was used in water tunnel test. Results of this empirical experiment were used to generate empirical model of entomopter aerodynamics. Having this data it is possible to model dynamic motion of projected flying object.

The paper is compound of two parts. First describe methodology and results of experimental tests conducted in water tunnel. The conception of experiment is to measure hydrodynamic forces and moments generated by robot wings. Forward flight were simulated by setting water flow in tunnel. Second part describes analysis of dynamic of flight of entomopter. Method of use of experimental data, mathematical model of dynamic motion and results of simulations are shown.

# WIZUALIZACJA BARWNA JAKO METODA BADAŃ OPŁYWU STATKU POWIETRZNEGO

#### Andrzej Gronczewski

Politechnika Wrocławska, Instytut Inżynierii Lotniczej, Procesowej i Maszyn Energetycznych e-mail: andrzej.gronczewski@pwr.wroc.pl

Wizualizacja opływu od dawna jest cennym narzędziem do zrozumienia naturalnych zjawisk. Często obserwowanie tych zjawisk jest możliwe dzięki deszczowi, mgle, kondensacji czy też chmurom. W naturze często jest zbyt trudno obserwować opływ i ze względu na złożoność tych zjawisk lub zbyt długie okresy przebiegu niemożliwa jest ich dokumentacja i analiza. Istnieją różne metody i sposoby wizualizacji opływu statków powietrznych. Jedną z najbardziej efektywnych metod badania opływu jest wizualizacja barwna.

Badania opływów prowadzone są w celu odkreślenia charakteru opływu, zidentyfikowania obszarów oderwań strumienia oraz rozpatrywania obszarów wirowych generowanych przez podzespoły statku powietrznego. Tunele aerodynamiczne, powietrzne i wodne, stanowią wygodne narzędzie do obserwacji i archiwizacji zjawisk zachodzących w czasie opływu. Tunel wodny, model 2436 firmy Rolling HillsResearchCorporation jest doskonałym narzędziem do projektowania oraz prowadzenia badań fizyki zjawisk zachodzących podczas opływu statków latających. Jest to przede wszystkim możliwe ze względu na wysoką jakość wizualizacji przepływu w tunelu wodnym. W artykule opisano metody badań opływu statków powietrznych oraz przedstawiono wyniki badań za pomocą wizualizacji barwnej w tunelu wodnym.

## 1. Wprowadzenie

Wśród podstawowych elementów struktury wszechświata, do których zalicza się ogień, wodę, powietrze i ziemię, trzy z nich są płynami. W zasadzie struktura ziemi w znacznej mierze jest również płynem, za wyjątkiem stosunkowo niewielkiej grubości skorupy ziemskiej. Stąd też, nie do przecenienia jest znaczenie działu fizyki, jakim jest mechanika płynów. Nauka ta badając i opisując zjawiska związane z ruchem cieczy i gazów, pozwala na zrozumienie praw rządzących środowiskiem naturalnym, zarówno ożywionym, jak i nieożywionym.

Historia rozwoju mechaniki płynów rozpoczyna się od prac Galileusza, Pascala oraz Torricellego (rys. 1).



Rys. 1. Prekursorzy mechaniki płynów [8], [10], [12]

Mimo prawie pięciuset lat badań prowadzonych nad tą dziedziną nauki nadal stanowi ona aktualny i wciąż nie w pełni rozwiązany problem poznawczy [1].

Zjawiska takie jak np. huragany, wybuchy wulkanów, ale również zjawiska związane z opływem powierzchni nośnych statków latających można opisać posługując się narzędziami, jakimi dysponuje mechanika płynów, a w szczególności zastosowanie ma tu podstawowe równanie Naveria-Stokes'a [7]:

$$\rho \frac{D\boldsymbol{v}}{Dt} = \Delta \mathbf{R} + \rho \boldsymbol{f} \tag{1.1}$$

gdzie:

 $\frac{D}{Dt}$  – operator Stokes'a (pochodna substancjalna),

v – wektor prędkości,

 ${\bf R}$  – tensor naprężeń wewnętrznych w elemencie płynu,

f – wektor przyspieszenia płynu.

Tensor naprężeń wewnętrznych w trzech wymiarach ma ogólną postać:

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} \sigma_{XX} & \tau_{XY} & \tau_{XZ} \\ \tau_{YX} & \sigma_{YY} & \tau_{YZ} \\ \tau_{ZX} & \tau_{ZY} & \sigma_{ZZ} \end{bmatrix}$$
(1.2)

gdzie:

- $\sigma$  naprężenia normalne,
- $\tau$  naprężenia styczne.

Równanie Naveria-Stokes'a w istotny sposób ułatwia badania w zakresie mechaniki płynów, jednak dla odpowiedniej klasy przepływów – przepływów turbulentnych – jest ono nadal nie rozwiązane. Prawdziwym przełom w rozwoju mechaniki płynów nastąpił wraz z rozwojem techniki komputerowej i zastosowaniem tego nowego, wciąż dynamicznie doskonalonego narzędzia do badań.

Mechanika płynów jest również podwaliną działalności technicznej i inżynierskiej. Znakomita większość maszyn energetycznych i procesowych opiera swą zasadę działania na prawach mechaniki płynów. Jednak mimo dynamicznego rozwoju techniki komputerowej, wydaje się, że w wielu przypadkach opływów ciał przez płyn, jego złożoność wymaga zarówno badań symulacyjnych, jak również wizualizacji opływu.

#### 2. Cele badań wizualizacyjnych

Jak już wspomniano, mechanika płynów oprócz zadań typowo naukowych, jest również narzędziem wspomagania działalności technicznej i inżynierskiej. Proces projektowania, w szczególności statków powietrznych, wymaga dogłębnej analizy charakteru opływu. Wizualizacja opływów może być metodą stosowaną w badaniu zagadnień mechaniki płynów, ale również może być wykorzystana jako sposób wspomagania procesu projektowania. Stąd też wizualizacja opływów jest stosunkowo często stosowaną metodą szczególnie w działalności inżynierskiej. Zrozumienie dynamiki opływu wymaga znajomości – w odniesieniu do płynu – jego: ciśnienia, gęstości, sił bezwładności, sił lepkości, sił powierzchniowych. Siły te powodują w czasie przepływu takie skutki, jak pole prędkości przepływu, przyspieszenia cząsteczek, zawirowania, zmiany gęstości i temperatury. Wielkości te w znacznym stopniu mogą być badane za pomocą metod wizualizacyjnych.

Wizualizacja opływów umożliwia:

a) Identyfikację charakteru opływu. Z punktu widzenia sił aerodynamicznych generowanych na opływanych powierzchniach statku powietrznego, istotnym jest, czy przepływ jest laminarny, czy też turbulentny. Badanie wizualizacyjne, w zależności od zastosowanej metody, umożliwia lokalizowanie obszarów przepływów laminarnych, punktów przejścia i obszarów przepływów turbulentnych.

- b) **Określanie punktów separacji (oderwań).** Wizualizacja umożliwia w prosty sposób, a ponadto dostatecznie precyzyjnie, określić punkty oderwań strug powietrza. Pozwala to, np. w odniesieniu do samolotów, na wyznaczenie wartości krytycznego kąta natarcia dla profilu lotniczego albo dla rzeczywistego skrzydła samolotu. Możliwość wyznaczenia punktów separacji jako funkcji parametrów przepływu, geometrii i orientacji przestrzennej badanego obiektu, umożliwia modyfikację, zarówno układu aerodynamicznego statku powietrznego, jak i określenia dopuszczalnych warunków lotu.
- c) Lokalizowanie interferencji strug. Doświadczenie wskazuje, że siła oporu czołowego wyizolowanych podzespołów samolotu czy też innego, dowolnego statku powietrznego, jest sumarycznie mniejsza, niż zmierzona siła oporu czołowego całego płatowca. Przyczyną takiego stanu rzeczy jest fakt, iż w miejscach łączenia podzespołów następuje nakładanie się strug opływającego powietrza, co skutkuje dodatkowymi zawirowaniami, te zaś z kolei, z powodu strat energii zwiększają siłę oporu czołowego. Statki powietrzne zazwyczaj mają złożone kształty i w wielu miejscach występuje zjawisko interferencji strug powietrza. Odpowiednie kształtowanie geometrii połączeń podzespołów płatowca przyczynia się do znacznej redukcji całkowitej siły oporu czołowego. Jedną z najprostszych i jednocześnie najskuteczniejszych metod lokalizacji interferencji strug powietrza jest wizualizacja opływu.
- d) Identyfikację rodzaju zawirowań. Generowane zawirowania mają różny charakter, który wynika zarówno z parametrów przepływu, jak również z geometrii zarówno opływanego ciała, jak i samego przepływu (np. kąt napływających strug). Ponieważ rodzaj zawirowań ma wpływ na siły aerodynamiczne ważnym zagadnieniem jest identyfikacja rodzaju zawirowań. Nie mniej ważnym problemem jest rozpoznanie obszarów rozprzestrzeniania się zawirowań. Pojawiają się tu problemy np. z zacienianiem aerodynamicznym sterów statku powietrznego albo z drganiami typu Buffeting – drganiami wymuszonymi usterzenia samolotu.
- e) **Pomiar pola prędkości.** Pomiar pola prędkości może być dokonany za pomocą metody PIV (*Particle Image Velocimetry*). Uzyskanie pola prędkości opływanego obiektu pozwala na obliczenia położenia punktów przejścia przepływu z laminarnego na turbulentny, a ponadto, uzyskane wartości prędkości przepływu można wykorzystać do obliczenia sił aerodynamicznych.

Powyższe rozważania dowodzą, iż badania wizualizacyjne obejmują stosunkowo szerokie obszary badawcze. Można stwierdzić, iż wizualizacja opływu może być wykorzystana do:

- weryfikacji modelu fizycznego zjawisk,
- weryfikacji wyników badań symulacyjnych,
- jako narzędzie wspomagające proces projektowania.

# 3. Metody badań wizualizacyjnych

Zagadnienie badań wizualizacyjnych ma stosunkowo długą historię i obecnie znane są liczne metody tych badań. Merzkirh ('87) i Yang ('89) w swoich pracach opisali podstawowe techniki wizualizacji opływu oraz przedstawili wiele zastosowań tych metod do badań eksperymentalnych [4].

Według Merzkirh, metody wizualizacji przepływu można podzielić na trzy podstawowe:

- z dodawaniem obcej substancji,
- techniki optyczne,
- z dodawaniem ciepła lub innego rodzaju energii.

Badania wizualizacyjne z dodawaniem obcej substancji oparte są na wykorzystaniu własności wynikających z innej gęstości i lepkości dodawanej substancji niż gęstość i lepkość ośrodka, w którym prowadzone są badania. Do najbardziej rozpowszechnionych technik badań wizualizacyjnych z wprowadzeniem obcych substancji zaliczamy badania z wykorzystaniem:

- dymu (rys. 2a),
- barwników (rys. 2b),
- oleju (rys. 2c).

Ponadto, można wyróżnić techniki z zastosowaniem takich substancji jak np. ciała stałe – nasiona kwiatów lub płonące trociny.

Metody optyczne wykorzystują fakt, iż następuje zmiana współczynnika załamania świtała wraz ze zmianą gęstości płynu. Technika ta może być zastosowana jedynie w przypadkach, gdy gęstość płynu nie jest stała. Wyróżniamy trzy zasadnicze metody optycznych badań wizualizacyjnych:

- metoda cienia,
- metoda "Schlieren",
- interferometria.



Rys. 2. Wizualizacja z użyciem: (a) barwnika, (b) dymu, (c) oleju

*Metoda cienia* polega na przepuszczaniu światła przez badany obszar przepływu i wykorzystuje się tu efekty załamania światła spowodowane zmianą współczynnika złamania jako skutek zmian gęstości płynu.

*Metoda "Schlieren"* jest podobna do metody cienia. Zasadnicza różnica polega na używaniu dwóch wiązek spolaryzowanego światła. Takie rozwiązanie umożliwia badania gradientu zmian gęstości płynu.

*Interferometria* bazuje na tym, że zmiany gęstości płynu powodują nie tylko zmiany współczynnika załamania światła, ale również przesunięcia fazowe.

*Metody badań wizualizacyjnych z dodawaniem ciepła* lub innego rodzaju energii stosowane są tam, gdzie zastosowanie technik optycznych lub polegających na dodawaniu innej substancji nie pozwalają na osiągnięcie odpowiednich rezultatów. Najczęściej ma to miejsce w przypadku małych prędkości przepływu. Ciepło dostarczane w rejon przepływu ma za zadanie sztucznie zmienić gęstość przepływu. Jeśli ciśnienie jest stałe, wówczas dostarczanie ciepła powoduje spadek gęstości płynu, co z kolei umożliwia wizualizację np. przy wykorzystaniu metody cienia.



Rys. 3. Pocisk lecący z prędkością naddźwiękową: (a) wizualizacja optyczna [4], (b) technika Schlieren [4]

Wizualizacja profilu prędkości przepływu możliwa jest przy wykorzystaniu metody "śledzenia iskier". Technika ta polega na wykorzystaniu jonizacji płynu przy pomocy iskier wytwarzanych za pomocą dwóch elektrod. Śledzenie ścieżek zjonizowanych cząsteczek płynu pozwala na identyfikację profilu prędkości przepływu.

Przy bardzo małych prędkościach przepływu, użyteczną metodą badań wizualizacyjnych jest metoda "wiązki elektronów". Kiedy elektrony zderzają się z molekułami płynu, wówczas następuje ich wzbudzenie i w efekcie cząsteczki płynu emitują promieniowanie. Intensywność promieniowania jest funkcją gęstości płynu.

#### 4. Charakterystyka wizualizacji barwnej opływu

Do wizualizacji barwnej wykorzystano tunel wodny firmy Rolling Hills Research, model 24 36 (rys. 4) oraz do rejestracji opływów kamerę szybkoobrotową firmy Olympus – model "i-Speed TR Colour 4GB".

Tunel wodny umożliwia badanie opływu ciał o różnych kształtach, zarówno modeli płaskich, jak i przestrzennych, w tym symetrycznych i niesymetrycznych.

W czasie badań możliwie jest uzyskanie wizualizacji opływu modelu samolotu lub dowolnej części modelu. Do badań wykorzystywane są barwniki spożywcze, przy czym do dyspozycji jest sześć różnych kolorów (rys. 5). Najczęściej do wizualizacji wykorzystywane są maksymalnie trzy kolory. Użycie większej liczby kolorów z reguły powoduje wymieszanie się barwników, co z kolei negatywnie wpływa na jakość obserwacji.



Rys. 4. Tunel wodny Roling Hils - model 24 36 [2]



Rys. 5. Zbiorniki z barwnikami

Badanie modeli statków powietrznych wymaga, aby badany obiekt miał zamontowane, w strukturze płatowca, odpowiednie dyszki, do których podłączone są przewody doprowadzające barwniki (rys. 6).

Od miejsca rozmieszczenia dysz zależy obszar badań. Technologia zabudowania dysz jest bardzo prosta, co sprzyja prostocie zmian obszarów poddawanych wizualizacji opływu. Zabudowanie we właściwym miejscu dysz wymaga nierzadko wielu prób i powtórzeń badań, jednak jak już wspomniano nie


Rys. 6. Wizualizacja opływu przedniej części kadłuba modelu samolotu F-18

nastręcza to dużych trudności. Głównym ograniczeniem w dowolnym komponowaniu zabudowy dysz mogą być niewielkie rozmiary badanego modelu. Na rysunkach 7-9 przedstawiono przykładowe fotografie z badań metodą wizualizacji barwnej.

# 5. Wnioski

Wizualizacja przepływu i opływu różnych ciał, jak również (jak to najczęściej bywa w przypadku statków powietrznych) ich modeli, jest niewątpliwie jedną ze skutecznych i efektywnych metod badań eksperymentalnych.

Badania wizualizacyjne umożliwiają:

- zrozumienie fenomenu przepływu cieczy,
- weryfikację przyjętego modelu fizycznego zjawisk związanych z ruchem płynu,
- weryfikację wyników badań symulacyjnych,
- wspomaganie procesu projektowania i konstruowania maszyn i urządzeń,
- rozwój nauki, w szczególności mechaniki płynów.

Rozwój techniki komputerowej sprzyja rozwiązywaniu problemów związanych z ruchem płynów za pomocą badań symulacyjnych. Jednak złożoność zjawisk związanych z wielowymiarowymi przepływami turbulentnymi powoduje, iż w dalszym ciągu wyniki badań powinny być weryfikowane za pomocą eksperymentów. Stąd też wydaje się, że techniki badania opływu będą miały w dalszym ciągu zastosowanie, jak również autor widzi potrzebę ich rozwoju i doskonalenia.



Rys. 7. Badanie skrzydła typu delta



Rys. 8. Wizualizacja opływu kadłuba modelu samolotu F-18



Rys. 9. Wizualizacja opływu środkowej części kadłuba modelu samolotu F-18 [3]

## Bibliografia

- 1. DROBNIAK S., KOWALEWSKI T.A., 2010, Mechanika płynów dlaczego tak trudno przewidzieć ruch płynu, Instytut Maszyn Cieplnych Politechnika Częstochowska
- Five-component balance and computer-controlled model support system for water tunnel applications. General Instructions and User's Manual. Rolling Hills Research Corporation. El Segundo, USA 2010
- 3. GRONCZEWSKI A. I INNI, 2008-2010, Procedury wykorzystania tunelu wodnego do badań mikrosamolotów. Praca naukowa finansowana ze środków na naukę w latach 2008-2010 jako projekt rozwojowy, Nie publikowane.
- 4. POST F.H, VAN WALSUM T., 1993, *Fluid Flow Visualization*, Focus on Scientific Visualization, Berlin
- 5. http://pl.wikipedia.org/wiki/George\_Gabriel\_Stokes
- 6. http://pl.wikipedia.org/wiki/Mechanika\_p%C5%82yn%C3%B3w
- 7. http://pl.wikipedia.org/wiki/R%C3%B3wnania\_Naviera-Stokesa
- http://www.atheismnetwork.org/wp-content/uploads/2012/05/Blaise-Pascal.jpg
- http://www.google.pl/search?sourceid=navclient&hl=pl&ie=UTF-8&rlz=1T4SKPT\_plUS438US438&q=kiranmayi+flow+visualization
- 10. http://www.scientific-web.com/en/Physics/Biographies/images/Torricelli.jpg
- 11. http://www-history.mcs.st-andrews.ac.uk/Biographies/Navier.html
- 12. http://zbit.blox.pl/resource/galileusz\_0210x0210.jpg

### Visualization of colours as a method of investigation of flow physics around aircraft

#### Abstract

Flow visualization has long been a valuable tool for understanding the natural phenomenon. Often, a flow is observable because of rain, fog, condensation or clouds. In nature, it is often difficult to observe the flow at multiple angles or a long enough period to document or analyse. There are different methods and ways to visualize of flow around aircraft. One of the most effective methods of research is visualization of colours.

Streamlined research on the flow is intendent to investigate the type of flow and kind of vortex.

The wind and water tunnels provide a convenient way to observe flow patterns and to record them. The Rolling Hills Research Corporation Model 2436 water tunnel is an excellent preliminary design and research toll for investigating and underlying flow physics that drive the air-vehicle performance. This is primarily because of the extremely high quality of flow visualization that is possible in the water tunnel. The paper outlines methods of visualization of flow around aircraft and presents the result of flow tests using the water tunnel colour visualization.

# PROJEKT STEROWANIA OPŁYWEM KLAPKI PROFILU FUNKCJONUJĄCY W PĘTLI SPRZĘŻENIA ZWROTNEGO

ANDRZEJ KRZYSIAK

Instytut Lotnictwa, Warszawa e-mail: andkrzys@ilot.edu.pl

> Sterowanie przepływem przy wykorzystaniu dodatkowego nadmuchu na opływane powierzchnie było przedmiotem badań eksperymentalnych i obliczeniowych od wielu dziesięcioleci. Dodatkowy nadmuch zwiększa prędkość przepływu w warstwie przyściennej opływanego obiektu, co skutkuje opóźnieniem oderwania przepływu, a tym samym podwyższeniem własności aerodynamicznych tego obiektu.

> W pracy przedstawiono projekt sterowania przepływem na wychylanej klapie modelu profilu przy użyciu dodatkowego nadmuchu na tę klapę. Nadmuch powietrza realizowany będzie poprzez dysze umieszczone na krawędzi spływu części głównej profilu. Wydatek powietrza przepływającego przez dysze regulowany będzie przez zespół zaworów elektromagnetycznych umieszczonych wewnątrz modelu. Ciśnienia mierzone przez czujniki zamontowane na klapie będą sygnałem sterującym dla pracującego w układzie sprzężenia zwrotnego sterownika tych zaworów. Praca realizowana jest w ramach projektu europejskiego "ESTERA".

## Wykaz oznaczeń

- c cięciwa profilu, [m]
- d rozpiętość modelu, [m]
- Cz współczynnik siły nośnej
- f częstotliwość pulsacji strumienia, [Hz]
- $\dot{m}~-$  sumaryczny wydatek powietrza wypływający z dys<br/>z na profilu,  $[{\rm m}^3/{\rm s}]$
- M liczba Macha przepływu niezakłóconego
- Q wydatek powietrza wypływający z dyszy generatora wirów [kg/s]
- $V_{\infty}$  prędkość przepływu niezakłóconego, [m/s]

- $\alpha$  kąt natarcia profilu, [deg]
- $\delta$  kąt wychylenia klapki profilu, [deg]
- $\Phi$  kąt pochylenia strumienia powietrza z dysz generatorów wirów, [deg]
- $\varPsi$  kąt przekoszenia strumienia powietrza z dysz generatorów wirów, [deg]

## 1. Wstęp

Instytut Lotnictwa jest uczestnikiem projektu europejskiego realizowanego w ramach platformy CLEAN SKY zatytułowanego "Multi-level Embedded Closed-Loop Control System for Fluidic active Flow Control Actuation Applied in High-Lift and High-Speed Aircraft Operations", co można przetłumaczyć na język polski jako "Wielopoziomowy wbudowany system aktywnego sterowania opływem funkcjonujący w pętli sprzężenia zwrotnego wykorzystywany do faz lotu wymagających użycia urządzeń hipernośnych oraz przy dużych prędkościach lotu samolotu".

Głównym celem tego projektu (projekt jest w trakcie realizacji) jest zaprojektowanie, wykonanie i przebadanie kompletnego systemu funkcjonującego w pętli sprzężenia zwrotnego (ang. *Close Loop Control System – CLC-System*) wykorzystywanego do aktywnego sterowania przepływem (ang. *Active Flow Control – AFC*) na spływowej części skrzydła.

Zgodnie z wymaganiami projektu, prototyp urządzenia zawierający CLCsystem powinien być przetestowany w tunelu aerodynamicznym na wybranym modelu. Jako model do badań testowych wytypowano segment profilu NACA 0012 z ruchomą 30%-ową klapką wyposażony w układ nadmuchu powietrza na tę klapkę. Głównym zadaniem zastosowanego nadmuchu było zwiększenie prędkości przepływu w warstwie przyściennej klapki, co powinno skutkować opóźnieniem oderwania przepływu na tej klapce, a tym samym podwyższeniem własności aerodynamicznych całego profilu (wzrost współczynnika siły nośnej).

### 2. Technika badań

### 2.1. Tunel Małych Prędkości Ø1.5 m

Tunel aerodynamiczny T-1, w którym prowadzone były badania modelu profilu NACA 0012 z nadmuchem na ruchomą klapkę, jest tunelem małych prędkości ciągłego działania o otwartej przestrzeni pomiarowej (średnica 1.5 m, długość 2 m). Maksymalna prędkość powietrza w tunelu wynosi 40 m/s, a minimalna 15 m/s. Model profilu NACA 0012 umieszczony był w tunelu w pozycji pionowej (rys. 1) pomiędzy dwoma płytami brzegowymi, w których umieszczone były łożyska kulkowe, dające możliwość zmiany kąta natarcia w zakresie  $\alpha=\pm45^\circ.$ 



Rys. 1. Model profilu NACA 0012 z nadmuchem na ruchomą klapkę w tunelu T-1

## 2.2. Model profilu NACA 0012 badany w Tunelu Małych Prędkości T-1

Badany model profilu NACA 0012 z 30% ruchomą klapką jest modelem laminatowym, dwudżwigarowym z odejmowanymi górnymi i dolnymi pokrywami oraz wolną przestrzenią w środku modelu. Cięciwa modelu wynosi c = 0.5 m, a rozpiętość d = 1 m (rys. 2).



Rys. 2. Model profilu NACA 0012 z ruchom<br/>ą30%klapką

Dokładność wykonania powierzchni zewnętrznej profilu wynosiła  $\pm 0.05$  mm. Na krawędzi spływu głównego segmentu profilu (w jego części środkowej umieszczono 36 dysz o wymiarach 5,6 mm × 1 mm, rozstawionych co 5,6 mm) zasilanych powietrzem z 12 zaworów elektromagnetycznych typu MHE4-MS1H (rys. 3).



Rys. 3. Model profilu NACA 0012 z nadmuchem na klapkę

Na górnej i dolnej powierzchni badanego modelu (zarówno na segmencie głównym, jak i na klapce) wzdłuż cięciwy profilu wykonano otworki pomiarowe służące do pomiaru rozkładu ciśnienia na powierzchni tego modelu. Wartości wszystkich ciśnień, tj ciśnień z profilu, z sondy wzdłużnej umieszczonej w przepływie za modelem oraz ciśnień statycznego i spiętrzenia przepływu niezakłóconego, mierzone były przez zestaw 6. elektronicznych skanerów ciśnienia ESP-32HD (o zakresie pomiarowym 254 mm H<sub>2</sub>O) obsługiwanych przez system INITIUM. Uzyskane rozkłady ciśnienia na profilu oraz w jego śladzie pozwoliły na określenie podstawowych charakterystyk aerodynamicznych profilu NACA 0012, tj. współczynników siły nośnej, siły oporu oraz momentu. Prezentowane w niniejszej pracy charakterystyki aerodynamiczne uwzględniają korekcję uzyskanych wyników badań o poprawki tunelowe przewidziane dla tunelu T-1.

Zawory elektromagnetyczne znajdujące się wewnątrz modelu profilu zasilane były powietrzem ze sprężarki o maksymalnym wydatku powietrza 1100 l/min. W układzie zasilania umieszczono ponadto zbiornik wyrównawczy (o pojemności 1000 l), zawór regulacyjny (proporcjonalny) oraz przepływomierz. Schemat zasilania zaworów elektromagnetycznych powietrzem przedstawiono na rys. 4.



Rys. 4. Schemat zasilania zaworów elektromagnetycznych powietrzem

Płynny ruch klapki z zadawaną prędkością (w zakresie kątów jej wychylenia od 0° do 40°) zapewniał układ 4 serwomechanizmów (typu HS-7955TG) sprzężonych i zsynchronizowanych elektronicznie (poprzez Power Box System). Aktualne położenie kątowe klapki rejestrowane było poprzez encoder CEV 58M SSI.

# 3. Projekt sterowania opływem klapki profilu funkcjonujący w pętli sprzężenia zwrotnego

Sterowanie opływem klapy skrzydłowej funkcjonujące w pętli sprzężenia zwrotnego wymaga zdefiniowania czujnika sterującego układem oraz jego zadania. W niniejszym projekcie rolę czujnika sterującego pełni czujnik ciśnienia (w obecnej wersji układu jest to skaner ciśnienia ESP-32HD) mierzący ciśnienie statyczne na górnej powierzchni klapki w pobliżu jej krawędzi spływu. Wybór tego punku pomiarowego wynikał z rezultatów wcześniejszych badań rozkładów ciśnienia, prowadzonych w Instytucie Lotnictwa, na wielu różnych profilach. Przeprowadzone badania wskazywały na istnienie ścisłej zależności pomiędzy wartością ciśnienia na krawędzi spływu profilu a występowaniem oderwania przepływu na tym profilu. Otóż, w przypadku występowania przepływu bez oderwania, wartość współczynnika ciśnienia mierzonego w tym punkcie jest dodatnia lub bliska zeru, natomiast w przypadku występowania oderwania, przepływy współczynnik ciśnienia przyjmuje wartość ujemną. Na rys. 5 przedstawiono przykładowy rozkład ciśnienia na profilu NACA 0012 (uzyskany w badaniach eksperymentalnych dla M = 0,075 i  $\alpha = 13,3^{\circ}$ ) z występującym oderwaniem (profil bez nadmuchu) oraz bez oderwania (z nadmuchem na profil) realizowanym przez zespół strumieniowych generatorów wirów, przy wydatku powietrza  $Q = 6.1 \cdot 10^{-4}$  kg/s i ciągłym strumieniu powietrza wylatujący z dysz tych generatorów f = 0 Hz).



Rys. 5. Rozkład ciśnienia na profilu NACA 0012 z nadmuchem oraz bez nadmuchu

Zakłada się, że projektowany układ sterowania opływem klapki profilu funkcjonujący w pętli sprzężenia zwrotnego będzie funkcjonował w następujący sposób (rys. 6):

- w momencie, kiedy klapka profilu zaczyna się wychylać do dołu, umieszczone w niej czujniki ciśnienia zaczynają mierzyć wartość ciśnienia na górnej powierzchni tej klapki (w pobliżu jej krawędzi spływu) i przekazują tę wartość do układu sterującego,
- układ sterujący (zaprojektowany i wykonany przez firmę TechDesign) przetwarza wartość zmierzonego ciśnienia według odpowiedniego algorytmu i przesyła stosowny sygnał do zaworów elektromagnetycznych, umieszczonych wewnątrz modelu profilu,

- stosownie do otrzymanego sygnału zawory regulują wydatkiem powietrza wypływającym przez dysze zamontowane na krawędzi spływu segmentu głównego profilu,
- wypływ powietrza przez dyszę zmienia opływ klapki, a tym samym rozkład ciśnienia na jej powierzchni,
- zmienione ciśnienie rejestrowane jest przez czujniki.



Rys. 6. Projektowany układ sterowania opływem klapki profilu funkcjonujący w pętli sprzężenia zwrotnego

# 4. Przykładowe wyniki badań wpływu nadmuchu klapy na charakterystyki aerodynamiczne profilu NACA 0012

Na rys. 7, 8 i 9 przedstawiono zależności współczynnika siły nośnej Cz w funkcji kąta natarcia profilu NACA 0012 uzyskane dla profilu gładkiego (bez nadmuchu) oraz dla profilu z nadmuchem na klapkę ( $\dot{m} = 120 \text{ m}^3/\text{s}$ ). Badania wykonane zostały przy jednakowej prędkości przepływu niezakłóco-nego odpowiadającej liczbie Macha M = 0,1 dla kątów wychylenia klapki  $\delta = 20^{\circ}, 30^{\circ}$  i  $40^{\circ}$ .

Przeprowadzone pierwsze wstępne badania eksperymentalne (projekt jest w trakcie realizacji) wykazały wysoką skuteczność działania nadmuchu na badaną klapkę profilu. I tak, dla kątów wychylenia klapki  $\delta = 20^{\circ}$  i  $30^{\circ}$  nadmuch powietrza z dysz (o sumarycznym wydatku  $\dot{m} = 120 \text{ m}^3/\text{s}$ ) powoduje przyrost wartości współczynnika siły nośnej o  $\Delta Cz \approx 0.45$ , a dla kąta wychylenia klapki  $\delta = 40^{\circ}$  przyrost wartości tego współczynnika o  $\Delta Cz \approx 0.7$ .



Rys. 7. Wpływ nadmuchu na klapkę na zależność współczynnika siły nośnejCzw funkcji kąta natarcia profilu NACA 0012 dla $\delta=20^\circ$ 



Rys. 8. Wpływ nadmuchu na klapkę na zależność współczynnika siły nośnejCzw funkcji kąta natarcia profilu NACA 0012 dla $\delta=30^\circ$ 



Rys. 9. Wpływ nadmuchu na klapkę na zależność współczynnika siły nośnejCzw funkcji kąta natarcia profilu NACA 0012 dla $\delta=40^\circ$ 

### 5. Wnioski

Zaproponowany projekt sterowania opływem klapki profilu, funkcjonujący w pętli sprzężenia zwrotnego przy wykorzystaniu nadmuchu powietrza na klapę, powinien spełnić wymagania stawiane w realizowanym projekcie europejskim ESTERA. W niniejszym projekcie rolę czujnika sterującego pełni czujnik ciśnienia, mierzący ciśnienie statyczne na górnej powierzchni klapki w pobliżu jej krawędzi spływu.

Przeprowadzone pierwsze wstępne badania eksperymentalne (projekt jest w trakcie realizacji) wykazały wysoką skuteczność działania nadmuchu na badaną klapkę profilu. Dla największego kąta wychylenia klapki tj.  $\delta = 40^{\circ}$ uzyskano przyrost wartości współczynnika siły nośnej o  $\Delta Cz \approx 0.7$ .

### Design of the flow control on the airfoil flap working in the closed loop control system

#### Abstract

Flow control by using an additional blowing on the flowed surface has been a subject of experimental and computational research for many decades. The main task of an additional blowing is to increase the flow velocity in the boundary layer of the flowed object to delay the flow separation phenomenon and in result to improve the aerodynamic performance of the object.

This paper presents the design of the flow control system on the movable airfoil flap using an additional blowing. Blowing will be realized by an air supplying system provides the nozzles (located on the trailing edge of the main body of the airfoil) with air. Air flow through the nozzles will be controlled by a set of the electromagnetic valves located inside the model. Pressures measured by sensors mounted on the flap surface will create a control signal for a feedback system regulating an air flow through the nozzles. Work is performed under the European project "ESTERA".

# METODYKA PROJEKTOWANIA AERODYNAMICZNEGO PROFILU KLAPOWEGO SZYBOWCA WYCZYNOWEGO

Krzysztof Kubryński

Politechnika Warszawska, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej e-mail: kkubryn@meil.pw.edu.pl

Profile skrzydła szybowców wyczynowych osiągnęły kres możliwości zmniejszania ich oporu, a tym samym osiągów szybowca mierzonych doskonałością aerodynamiczną bez uciekania się do sterowania warstwą przyścienną. Jedyną "klasyczną" metodą poprawy osiągów pozostaje zwiększenie efektywności odzysku energii z atmosfery – poprzez poprawę własności krążenia oraz wykorzystanie energii turbulencji atmosferycznej, bez pogarszania charakterystyk oporu w przelocie. Efektywność ekstrakcji energii atmosfery zależy między innymi od własności aerodynamicznych profilu skrzydła. Prezentowana praca przedstawia opracowaną metodykę projektowania profilu o cechach sprzyjających lepszemu przejmowaniu energii atmosferycznej i poprawie prędkości przelotowych. Jest ona oparta o genetyczny algorytm optymalizacji oraz zmodyfikowany program XFOIL do analizy opływu i charakterystyk aerodynamicznych profilu.

## 1. Wprowadzenie

Współczesne szybowce wyczynowe osiągnęły bardzo wysoki poziom jakości aerodynamicznej mierzonej maksymalną doskonałością aerodynamiczną bądź minimalnym oporem. Dzięki nowym koncepcjom aerodynamicznym oraz zaawansowanym metodom projektowania przepływ laminarny nowoczesnych profili szybowcowych sięga 65-75% górnej i 90-95% dolnej powierzchni, a współczynnik oporu dla liczb Reynoldsa 2,5-3 mln osiągnął wartość poniżej 0,004. W celu uzyskania dobrych charakterystyk oporu w szerokim zakresie warunków lotu wyposażane są one często (poza szybowcami klasy standard) w tzw. klapy prędkościowe. Jedyną możliwością dalszej poprawy ich efektywności aerodynamicznej jest zastosowanie sterowania warstwą przyścienną, które byłoby kosztowne i niepraktyczne w codziennym użytkowaniu. Wyrażane są nawet opinie, że szybowce osiągneły taki poziom rozwoju, że nowoopracowywany szybowiec nie daje gwarancji bycia lepszym pod względem osiągów od już istniejących. Z drugiej strony, miarą osiągów szybowca wyczynowego jest prędkość przelotowa, którą można uzyskać w danych warunkach termicznych a ta wynika zarówno z osiągów uzyskiwanych w przelocie, jak i z efektywności ekstrakcji energii atmosferycznej niezbędnej do realizacji lotu. O ile pierwszy aspekt osiągnał już niemal maksimum, to drugi wydaje się wciąż możliwy do poprawy. W tym celu konieczne jest określenie wpływu różnych cech konstrukcyjnych i aerodynamicznych szybowca na uzyskiwana prędkość przelotowa, co wymaga uwzględnienia zarówno odpowiedniego modelu termiki, cech konstrukcyjnych szybowca (wydłużenie, masę, momenty bezwładności, itp.), jak i cech aerodynamicznych profilu skrzydła. Analiza taka zaprezentowana została w pracy [1], pozwalając określić jakościowy, jak i ilościowy wpływ parametrów konstrukcyjnych szybowca oraz cech aerodynamicznych profilu. Cechy te nie ograniczają się do niskiego oporu, lecz również dużej wartości siły nośnej w warunkach krażenia, monotonicznego charakteru przebiegu zależności  $Cz(\alpha)$  oraz właściwego dopasowania charakterystyk do katów wychylenia klapy prędkościowej. Uzyskanie tak sprecyzowanych charakterystycznych cech profilu jest przedmiotem projektowania aerodynamicznego.

Aktualnie projektowanie prowadzi się w oparciu o metody obliczeniowe z ewentualną finalną weryfikacją rezultatów projektowania badaniami tunelowymi. Efekty te zależą od szeregu czynników, w tym od poprawności sformułowania zadania, jakości metod obliczeniowych, algorytmu projektowania/optymalizacji oraz przyjętej koncepcji aerodynamicznej. Podstawową obecnie metodą projektowania aerodynamicznego tego typu profili jest wielopunktowe projektowanie metodami odwrotnymi bądź optymalizacyjnymi, wymuszając pożądany rozkład ciśnienia i rozwój warstwy przyściennej, zapewniający niski poziom oporu w określonym (konstrukcyjnym) zakresie wartości współczynników siły nośnej i liczb Reynoldsa. Metody te prowadzą w przypadku profili z klapą prędkościową do istotnej wady: niemonotonicznego charakteru przebiegu siły nośnej, który odbija się w sposób negatywny na własnościach krążenia [1] oraz na uzyskiwanej prędkości przelotowej.

Prezentowana metodyka projektowania, oparta o zmodyfikowaną metodę analizy opływu i charakterystyk profilu, wydaje się usuwać te problemy. Całość zrealizowanej pracy objęła badania tunelowe istniejących profili szybowcowych w celu określenia ich charakterystycznych cech przepływowych, określenia optymalnych parametrów systemu turbulizacji pneumatycznej, poprawienia jakości programu XFOIL [2] wykorzystywanego do analizy charakterystyk aerodynamicznych profilu, opracowania metodyki projektowania aerodynamicznego w oparciu o algorytm genetyczny, wykonanie projektu aerodynamicznego i jego weryfikację w toku badań tunelowych. Prezentowana praca przedstawia trzy zagadnienia: modernizację programu XFOIL, szkic zastosowanego algorytmu projektowania oraz prezentację uzyskanych wyników badań eksperymentalnych.

### 2. Modyfikacja programu analizy opływu profilu

Program XFOIL do analizy opływu profilu oraz do projektowania metodą odwrotna jest prawdopodobnie najskuteczniejszym i najbardziej popularnym programem do obliczeń w zakresie małych liczb Reynoldsa. Bazuje on na silnym sprzeżeniu rozwiazania nielepkiego (oryginalna metoda panelowa) z równaniami warstwy przyściennej, uzupełnionego analizą stateczności warstwy przyściennej (obwiedniowa metoda  $e^N$ ). Pozwala to na stosunkowo poprawne określenie opływu tak złożonych przypadków, jak opływ z pęcherzem oderwania laminarnego czy ograniczonym oderwaniem przy krawędzi spływu. Podstawową wadą metody jest zaniżanie oporu minimalnego oraz zawyżanie  $Cz_{max}$  oraz krytycznego kata natarcia [3], zwłaszcza dla warunków opływu typowych dla aerodynamiki szybowcowej (małe i umiarkowane liczby Re). W odniesieniu do klapowych profili szybowcowych często nieprawidłowe jest określanie charakteru  $Cz(\alpha)$  w pobliżu  $Cz_{max}$  (monotoniczności charakterystyki). W prezentowanej pracy duży nacisk położony został na poprawę ilościowych wyników analizy profilu. Wykonane to było nie tyle w oparciu o szczegółową analizę sformułowań zastosowanych w programie, lecz raczej o kalibrację metody w celu przybliżenia uzyskiwanych wyników do danych eksperymentalnych.

Rysunek 1 przedstawia porównanie wyników oryginalnego programu XFOIL (defaultowe wartości sterujące) z wynikami badań Althausa [4] dla profilu SM-701 i Re = 1,5 mln. Widoczna jest znaczna rozbieżność ilościowa charakterystyk. Lepsze wyniki można uzyskać, zmniejszając krytyczny współczynnik wzmocnienia w analizie przejścia do wartości  $N_{cr} = 6$ , lecz przebieg wciąż nie jest satysfakcjonujący.

Pierwszą próbą poprawy metody było zaimplementowanie pełnej metody  $e^N$  zamiast uproszczonej metody obwiedniowej [5]. Wyniki przedstawione na rys. 2 pokazują, że dla defaultowej wartości  $N_{cr} = 9$  nieco poprawione zostało określenie Cz górnej granicy siodła laminarnego, jednak dolna wartość wręcz uległa pogorszeniu. Dla określenia poprawnej wartości dolnej granicy siodła laminarnego konieczne jest określenie znacznie mniejszej wartości



Rys. 1. Wyniki analizy XFOIL-em profilu SM-701, sformułowanie defaultowe  $(N_{cr} = 9)$  oraz dla  $N_{cr} = 6$ 



Rys. 2. Porównanie sformułowania defaultowego (metoda obwiedniowa) oraz pełnej metody  ${\rm e}^N,\ N_{cr}=9$ 

 $N_{cr} = 5,2$ . Najlepsze wyniki daje zróżnicowanie wartości krytycznego współczynnika wzmocnienia dla warstw przyściennych na obu powierzchniach profilu:  $N_{cr} = 11$  dla góry i  $N_{cr} = 5,2$  dla dołu – rys. 3.

Poprawę określenia oporu osiągnąć można poprzez zmianę wyrażenia na tarcie w turbulentnej warstwie przyściennej. W tym celu zastosowano istniejącą już w programie (lecz ukrytą) opcję CFAC pozwalającą na przeskalowanie wartości współczynnika tarcia warstwy turbulentnej. Rysunek 4 przedstawia wynik dla CFAC =1,5. Jak widać nie tylko znacznie poprawiono charakterystykę oporu, lecz również oszacowanie  $Cz_{max}$ , krytycznego kąta natarcia



Rys. 3. Wyniki dla indywidualnych wartości $N_{cr}=11,\,N_{cr}=5,2$ dla górnej oraz dolnej powierzchni



Rys. 4. Wyniki dla zwiększonej wartości tarcia w turbulentnej warstwie przyściennej (CFAC =1,5)

oraz wartości momentu pochylającego. Wciąż występuje jednak pewien błąd w określeniu  $Cz_{max}$  profilu. Analiza pokazała, że wartość dyssypacji w śladzie za profilem jest zawyżona i powoduje gwałtowny spadek grubości straty wydatku w śladzie, co skutkuje zaniżeniem ciśnień w pobliżu krawędzi spływu i zmniejsza tendencję to oderwania na profilu. Poprzez modyfikację (zmniejszenie) dyssypacji tuż za krawędzią spływu uzyskano znaczne poprawienie uzyskiwanej wartości  $Cz_{max}$  i krytycznego kąta natarcia – rys. 5. Kłopot z wykorzystaniem tak zmodyfikowanej metody sprowadza się do konieczności indywidualnego dostosowywania wartości  $N_{cr}$  dla obu powierzchni, jak również

w zależności od liczby Reynoldsa, a to można wykonać jedynie, dysponując wynikami badań tunelowych. Określenie zakresu poprawnych wartości w zależności od liczby Re i warunków opływu próbowano przeprowadzić w oparciu o systematyczne wyniki badań tunelowych profili szybowcowych z klapami.



Rys. 5. Wyniki przy zmniejszonej dyssypacji w śladzie lepkim za profilem – ostateczna modyfikacja metody

Na rysunkach 6-9 przedstawiono porównanie przykładowych wyników badań tunelowych wysokowyczynowego szybowcowego profilu klapowego DU-89-138/14 z wynikami obliczeń oryginalnym oraz zmodyfikowanym programem XFOIL. Profil był zaprojektowany i przebadany w Delft University of Technology [6] w jednym z najlepszych tuneli niskiej turbulencji: poziom turbulencji sięgał ok. 0,02% dla Re = 0,7 mln i ok. 0,07% dla Re = 3 mln. Profil wyposażony był w turbulizator mechaniczny (ZIG-ZAG) w 82% cięciwy na dolnej powierzchni. Klapa o cięciwie 14% wychylała się w zakresie  $-4 \deg$  do  $+25 \deg$ . Przy zaprezentowanej modyfikacji metody i prawidłowym określeniu  $N_{cr}$  wyniki obliczeniowe i eksperymentalne praktycznie pokrywają się.

## 3. Projektowanie aerodynamiczne

Podstawą metody projektowania zastosowanej w prezentowanej pracy był genetyczny algorytm optymalizacji, oparty o standardową bibliotekę PGA-Pack [7]. Funkcją celu była prędkość przelotowa szybowca w zadanych warunkach termicznych przy ustalonych parametrach konstrukcyjnych szybowca (rozpiętość, powierzchnia nośna, masa, ...). Wpływ (wrażliwość) różnych



Rys. 8. DU 89-138/14; klapa 10 deg, Re = 1.0 mln



parametrów aerodynamicznych profilu (charakterystyka oporu,  $Cz_{krażenia}$ ,  $dCz/d\alpha$  powyżej Cz krążenia,  $Cz_{max}$  i inne) wprowadzany jest jako dane wejściowe, określone na podstawie analizy krążenia oraz dynamicznego zachowania szybowca w turbulentnej atmosferze [1]. Profil został przedstawiony jako złożenie rozkładu grubości i kształtu szkieletowej. Obie wielkości zostały przedstawione parametrycznie. Optymalizacji podlegały: kształt profilu, promień noska, cięciwa klapy, wychylenia klapy dla różnych warunków lotu oraz położenie turbulizatora na dolnej powierzchni profilu. Liczba Reynoldsa odpowiadała warunkom lotu poziomego i była funkcją Cz (a więc i prędkości):  $\text{Re} = 0.89 \cdot 10^6 / \sqrt{C_L}$ . Wyznaczenie wartości tak sformułowanej funkcji celu wymagało wyznaczenia całej biegunowej profilu. Ograniczenia dotyczące geometrii profilu (grubości, kątów wychylenia klap itd.) wprowadzono poprzez funkcję kary. Wykorzystano skalarną wersję biblioteki PGAPack, jednak w celu przyspieszenia obliczeń funkcja celu wyznaczana była w oparciu o przetwarzanie równoległe. Prezentowane obliczenia zajęły nieco ponad cztery doby, w trakcie których przeanalizowano blisko 140 tysięcy wariantów profili. Wybrany profil podlegał dodatkowo "doprojektowaniu" w oparciu o metodę odwrotną (poprzez niewielką modyfikację rozkładów ciśnienia), głównie w celu wyeliminowania ewentualnych zafalowań powierzchni. Na rysunku 10 przedstawiona została historia przebiegu procesu optymalizacji. Profilem początkowym był KL-002-128f z szybowca Diana-2. W porównaniu z jednym z najlepszych typowych profili szybowcowych (DU89-134/14 z szybowca ASW-27/ASG-29) dla przyjętych warunków termicznych posiada on przewagę w oczekiwanej prędkości przelotowej o ok. 1 km/h – która zapewnia zdecydowaną przewagę prezentowaną w licznych zawodach. Zaprojektowany nowy profil wykazuje obliczeniowo znaczna przewage nad profilem startowym – o ok. 2,5 km/h.



Rys. 10. Wykres historii optymalizacji profilu

Na rysunkach 11-14 przedstawiono wpływ różnych wielkości geometrycznych i aerodynamicznych na oczekiwaną wartość funkcji celu. Płaskie maksimum przewidywane jest dla grubości z zakresu 12,6-13,7%.



Rys. 11. Wpływ grubości względnej profilu na wartość funkcji celu

Ciekawa zależność uzyskiwana jest dla cięciwy klapy: dość ostre maksimum występuje dla osi obrotu klapy w 87% cięciwy profilu – co odpowiada 13% cięciwie klapy. Pozostaje to w wyraźnym kontraście do stosowanych powszechnie cięciw klap w zakresie 14-17%. Położenie turbulizatora ma stosunkowo niewielki wpływ na wynik, o ile leży poza 90% cięciwy. Wartość Czkrążenia określona w obliczeniach wynosi 1,55 (warunek dla tej wielkości to 30% zmniejszenie  $Cz/d\alpha$  w stosunku do zakresu liniowego). Jest to wartość



Rys. 12. Wpływ położenia osi klapy profilu na wartość funkcji celu



Rys. 13. Wpływ położenia turbulizatora na wartość funkcji celu



Rys. 14. Wpływ uzyskiwanej wartości współczynnika siły nośnej w krążeniu na wartość funkcji celu

wyjątkowo duża w porównaniu z istniejącymi profilami. Również oczekiwana wartość  $Cz_{max}$  jest bardzo obiecująca i wynosi 1,65. Dodatkowo oczekiwany jest monotoniczny przebieg charakterystyki siły nośnej – co było jednym z głównych zamierzeń całego przedsięwzięcia.

Na rysunku 15 przedstawiono porównanie geometrii trzech profili szybowcowych: DU89-134/14, KL-002-128f oraz nowego profilu, oznaczonego KL-012-132f.



Rys. 15. Geometria profili: DU89-134/14 (a), KL-002-128f (b) oraz zaprojektowanego KL-012-132f

Porównanie obliczeniowych charakterystyk aerodynamicznych tych profili w oparciu o wcześniej zmodyfikowany program XFOIL pokazuje, że charakterystyki oporu przebiegają bardzo podobnie w istotnych zakresach warunków lotu szybowca (rys. 16-19). Profil KL-002-128f zgodnie z intencjami miał być pierwszym profilem z monotoniczną charakterystyką siły nośnej w warunkach krążenia (duże kąty wychylenia klap) – i taką charakterystykę przewiduje oryginalny program XFOIL. Zarówno zmodyfikowana wersja programu, jak i badania tunelowe pokazują, że nie udało się tego uzyskać, chociaż lokalne minimum Cz po przekroczeniu wartości Cz krążenia jest dużo łagodniejsze niż dotychczasowych profili.



Rys. 16. Porównanie obliczeniowych charakterystyk profili DU89-134/14, Kl-002-128f oraz KL-012-132f; klapa: 0 deg



Rys. 17. Porównanie obliczeniowych charakterystyk profili DU89-134/14, Kl-002-128f oraz KL-012-132f; klapa: 10 deg



Rys. 18. Porównanie obliczeniowych charakterystyk profili DU89-134/14, Kl-002-128f oraz KL-012-132f; klapa: 25 deg



Rys. 19. Obliczeniowe charakterystyki profilu KL-012-132f, klapa: 25, 30, 35 deg

Widać, że zaprojektowany profil ma zdecydowanie lepsze charakterystyki przebiegu siły nośnej w pobliżu maksymalnych jej wartości. Dodatkowo maksymalne kąty wychylenia klap stosowane na wcześniejszych profilach sięgają 20-25 deg, podczas gdy przewidywane obliczeniowo kąty wychylenia możliwe do zastosowania w warunkach krążenia na nowym profilu sięgają 30 deg. Rysunek 19 przedstawia charakterystyki nowego profilu dla wychyleń klap 25, 30 i 35 deg. Jak widać, monotoniczność jest przewidywana nawet dla największego kąta wychylenia: 35 deg.

### 4. Badania tunelowe

Finalną weryfikacją, zarówno zmodyfikowanej metody obliczeniowej jak i samego projektu profilu, były badania tunelowe. Przeprowadzono je w zmodyfikowanym tunelu małych prędkości Instytutu Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej. Jest to stosunkowo mały tunel o zamkniętym obiegu i zamkniętej przestrzeni pomiarowej. Przestrzeń pomiarowa ma wymiary  $0,46 \text{ m} \times 0,67 \text{ m}$ . Maksymalna prędkość sięga 90 m/s. Wyposażony jest w jednostopniowy wentylator, układ chłodzenia powietrza oraz 8 siatek służących tłumieniu turbulencji. Wykonano dwa modele aerodynamiczne, o cięciwach odpowiednio 390 mm i 260 mm. Pierwszy służy do badań w ograniczonym zakresie kątów natarcia, lecz umożliwia uzyskanie dużych liczb Reynoldsa. Drugi model pozwala na badania w pełnym zakresie kątów natarcia, lecz przy ograniczeniu liczb Reynoldsa. Oba płaty wyposażone były w przestawialne klapy oraz system turbulizacji pneumatycznej. Rysunki 20-24 przedstawiają wyniki badań tunelowych wraz z ich porównaniem z wynikami obliczeń dla liczby Reynoldsa 0,7 mln i szerokiego zakresu wychyleń klap.



Rys. 20. Obliczeniowe i zmierzone charakterystyki profilu KL-012-132f,  ${\rm Re}=0,7\,{\rm mln},\,{\rm kat}~{\rm wychylenia}~{\rm klap:}~0~{\rm deg}$ 



Rys. 21. Obliczeniowe i zmierzone charakterystyki profilu KL-012-132f,  ${\rm Re}=0,7\,{\rm mln},\,{\rm kat}~{\rm wychylenia}~{\rm klap}~10\,{\rm deg}$ 



Rys. 22. Obliczeniowe i zmierzone charakterystyki profilu KL-012-132f,  ${\rm Re}=0,7\,{\rm mln},\,{\rm kat}~{\rm wychylenia}~{\rm klap}~20\,{\rm deg}$ 



Rys. 23. Obliczeniowe i zmierzone charakterystyki profilu KL-012-132f,  ${\rm Re}=0,7\,{\rm mln},\,{\rm kat}~{\rm wychylenia}~{\rm klap}~30\,{\rm deg}$ 



Rys. 24. Obliczeniowe i zmierzone charakterystyki profilu KL-012-132f, Re = 0.7 mln, kąt wychylenia klap 35 deg

Rysunki 25-27 prezentują to samo dla niewychylonej klapy przy większych wartościach liczb Reynoldsa. Jak widać, rozbieżność obliczeń z wartościami eksperymentalnymi jest znacznie większa, niż uzyskiwana wcześniej, ale głównie w zakresie dużych kątów natarcia. Uzyskane wyniki w pełni potwierdzają oczekiwania: uzyskano bardzo dobre, w pełni porównywalne do wcześniejszych profili, charakterystyki oporu. Natomiast uzyskano znacznie lepsze charakterystyki siły nośnej dla dużych kątów natarcia. Profil wykazuje klasyczne charakterystyki przebiegu siły nośnej w pobliżu  $Cz_{max}$  – typowe jedynie dla profili bezklapowych. Jest to pierwszy taki przypadek wśród profili szybowcowych z klapami prędkościowymi. Ponadto uzyskano nawet lepsze charakterystyki od przewidywanych obliczeniowo w zakresie dużych kątów wychylenia klap. Istnieją pewne przesłanki do wyjaśnienia różnic między obliczeniami i wynikami badań, związane z innym przebiegiem zmian stateczności laminarnej warstwy przyściennej przy wzroście kątów natarcia w porównaniu z poprzed-



Rys. 25. Obliczeniowe i zmierzone charakterystyki profilu KL-012-132f dla klapy niewychylonej dla Re $=1,5\,{\rm mln}$ 



Rys. 26. Obliczeniowe i zmierzone charakterystyki profilu KL-012-132f dla klapy niewychylonej dla ${\rm Re}=2,0\,{\rm mln}$ 



Rys. 27. Obliczeniowe i zmierzone charakterystyki profilu KL-012-132f dla klapy niewychylonej dla ${\rm Re}=2,4\,{\rm mln}$ 



Rys. 28. Obliczeniowe i zmierzone rozkłady ciśnienia na profilu KL-012-132, Re = 0,7 mln, klapa: 30 deg; (a)  $\alpha = -5 \deg$ , (b)  $\alpha = 12 \deg$ 

nimi profilami, jednak wyjaśnienie tego będzie wymagało dodatkowych badań. Warto również odnotować dobrą zgodność rozkładów ciśnienia uzyskiwanych z obliczeń oraz z badań tunelowych i to nawet dla dużych kątów wychyleń klap oraz stosunkowo znacznych obszarów oderwania – rys. 28.

## 5. Wnioski

Zaprezentowano oryginalną metodykę projektowania i optymalizacji szybowcowego profilu klapowego, której celem jest uzyskanie takich cech aerodynamicznych profilu, które maksymalizują prędkość przelotową szybowca w zadanych warunkach termicznych. Oparta jest ona na algorytmie optymalizacji genetycznej, a funkcja celu uwzględnia różne aspekty lotu, zarówno związane ze "statycznym" krążeniem w kominie termicznym, z dynamiką szybowca w turbulentnej atmosferze, jak i te związane z przelotem między kominami termicznymi. Wykorzystano przy tym wcześniejsze badania związane z wpływem (wrażliwością) różnych parametrów aerodynamicznych profilu skrzydła (i szybowca w ogóle) na ekstrakcję energii atmosferycznej przez szybowiec. W efekcie uzyskano profil, który charakteryzuje się w pełni monotoniczną charakterystyką siły nośnej – typową jedynie dla klasycznych profili pozbawionych klapy.

Uzyskane wyniki sugerują znaczną poprawę osiągów szybowca mierzonych uzyskiwaną prędkością przelotową w określonych warunkach termicznych.

## Bibliografia

- KUBRYŃSKI K., 2012, Wpływ parametrów konstrukcyjnych i aerodynamicznych szybowca na jego efektywność przelotową, [W:] Mechanika w Lotnictwie ML-XV 2012, K. Sibilski (red.), ZG PTMTS Warszawa
- DRELA M., 1989, XFOIL: An analysis and design system for low Reynolds number airfoils, [W:] Low Reynolds Number Aerodynamics, T.J. Mueller (Edit.), Lecture Notes in Eng., 54
- WÜRZ W., WAGNER S., 1997, Experimental investigations of transition development in attached boundary layers and laminar separation bubbles, [W:] New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics, NNFM, 60, Körner H., Hilbig R. (Eds.), Vieweg-Verlag Braunschweig, (http://www.iag.uni-stuttgart.de/laminarwindkanal/pdf-dateien/stab96.pdf)
- 4. STEEN G., NICKS O., HEFFNER M., 1992, Further wind tunnel investigation of the SM701 airfoil with aileron and turbulators, NASA CR-190702
- KUBRYNSKI K., Modyfikacja programu XFOIL z implementację pełnej metody e<sup>N</sup> określenia punktu przejścia, [W:] Mechanika w Lotnictwie ML-XIV 2010, J. Maryniak, K. Sibilski (red.), ZG PTMTS Warszawa, 277-285
- BOERMANS L.M.M., HEIJMA P.M., 1990, Two-Dimensional Aerodynamic Characteristics of Airfoil DU89-138/14, Delft University of Technology, Low Speed Laboratory, Internal Report LSW 90-4 (SZD Factory, Bielsko-Biala)
- LEVINE D., 1996, Users Gade to the PGAPack Parallel Genetic Algorithm Library, T. R. ANL-95/18, January 31

### Aerodynamic design methodology for sailplane airfoil with flap

#### Abstract

Currently it was reached nearly an end of sailplane performance development measured by L/D ratio or minimum drag using natural aerodynamics, without using boundary layer control technique. The only "classic" way to improve performance is to increase the efficiency of energy extraction from the atmosphere – both by improving the circling characteristics in thermal and extraction energy of atmospheric turbulence, without worsening inter-thermal flight characteristics. This depends also on aerodynamic characteristics of wing section. The paper presents method that allows to design the airfoil having better characteristics of atmospheric energy extraction and finally better cross-country flight speed. The method is based on genetic optimization algorithm and improved XFOIL program to determine airfoil characteristics.

Praca naukowa finansowana ze środków Ministerstwa Nauki i Szkolnictwa Wyższego jako projekt badawczy nr 2867/B/T02/2008/35

# WPŁYW PARAMETRÓW KONSTRUKCYJNYCH I AERODYNAMICZNYCH SZYBOWCA NA JEGO EFEKTYWNOŚĆ PRZELOTOWĄ

## Krzysztof Kubryński

Politechnika Warszawska, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej e-mail: kkubryn@meil.pw.edu.pl

Aktualnie osiągnięto kres możliwości poprawy osiągów szybowca mierzonych doskonałością aerodynamiczną lub minimalnym poziomem oporu bez uciekania się do sterowania warstwą przyścienną. Jedyną "klasyczną" metodą poprawy osiągów jest zwiększenie efektywności odzysku energii z atmosfery, w tym również poprzez wykorzystanie energii turbulencji atmosferycznej oraz występujących gradientów prędkości powietrza. Prezentowana praca przedstawia próbę oceny wpływu poszczególnych parametrów konstrukcyjnych szybowca oraz własności aerodynamicznych profilu skrzydła na efektywność ekstrakcji energii atmosferycznej, ze szczególnym uwzględnieniem dynamiki szybowca w turbylentnej atmosferze.

### 1. Wprowadzenie

Powszechnie panuje przekonanie, że osiągi szybowca mierzone są jego maksymalną doskonałością aerodynamiczną bądź biegunową prędkości. Współczesne szybowce wyczynowe osiągnęły bardzo wysoki poziom jakości aerodynamicznej mierzonej w taki sposób: maksymalna doskonałość szybowców klasy wyścigowej (15 m) wynosi obecnie ok. 50, a szybowców klasy otwartej sięga 70. Opór wszystkich elementów składowych szybowca osiągnął praktycznie najmniejszą możliwą wartość uzyskiwaną w sposób naturalny. Dzięki nowym koncepcjom aerodynamicznym oraz zaawansowanym metodom projektowania aerodynamicznego przepływ laminarny nowoczesnych profili szybowcowych obejmuje 65-75% górnej i 90-95% dolnej ich powierzchni, a współczynnik oporu przy liczbach Reynoldsa 2,5-3 mln osiągnął wartość poniżej 0,004. Praktycznie, bez zastosowania rozwiązań typu aktywnego sterowania warstwą przyścienną, która byłaby wyjątkowo kosztowna i niepraktyczna w codziennym użytkowaniu, nie ma już możliwości obniżania oporu. Wyrażane są wręcz opinie, że jakość aerodynamiczna szybowców osiągnęła taki poziom, że nie ma gwarancji, iż nowo opracowywany szybowiec będzie lepszy pod względem osiągów od istniejących konstrukcji. Z drugiej strony, miarą osiągów szybowca wyczynowego jest prędkość przelotowa, którą można uzyskać w danych warunkach termicznych – a ta wynika zarówno z osiągów uzyskiwanych w przelocie, jak i z efektywności ekstrakcji energii atmosferycznej niezbędnej do realizacji lotu. O ile pierwszy aspekt wydaje się, że osiągnął już niemal maksymalny poziom, to drugi wydaje się wciąż możliwy do poprawy.

W celu oceny wpływu różnych parametrów szybowca na finalną prędkość przelotową szybowca konieczne jest zbudowanie odpowiedniego matematycznego modelu przelotu szybowcowego i wykorzystanie go do określenia optymalnych wartości różnych parametrów konstrukcyjnych i aerodynamicznych szybowca. Takie podejście do optymalizacji szybowca musi uwzględniać zarówno odpowiedni model termiki, aerodynamikę szybowca (w tym jego szeroko pojmowaną "technologię aerodynamiczną"), jak i inne istotne cechy konstrukcyjne (wydłużenie, masę, momenty bezwładności, itp.). Analiza wpływu takich parametrów jest dość powszechnie znana [1]-[3] i obejmuje wpływ wydłużenia, masy i ewentualnie charakterystyk aerodynamicznych profilu na własności szybowca w krążeniu oraz na przelocie między kominami termicznymi przy założeniu ustalonych warunków lotu.

Prezentowana praca omawia jedynie fragmentarycznie taką analizę, skupiając się głównie na wpływie dynamiki szybowca na jego osiągi przelotowe oraz jego reakcję na turbulencję atmosferyczną, która dotychczas była praktycznie pomijana. Jedyna znana praca poruszająca tą tematykę, zaprezentowana na Kongresie OSTIV-u w Lusse-Berlin podczas Szybowcowych Mistrzostw Świata 2008 roku, zawierała kardynalne błędy, prowadzące do całkowicie nieakceptowalnych wyników [4], [5]. Rezultaty tej analizy były jednak podstawą zmiany nastawienia do projektowania profili szybowcowych [6], tym niemniej jej efekty można traktować jedynie jako jakościowe i znacznie zawyżone energetycznie. W porównaniu do wyników prezentowanych w obecnej pracy różnice są około 20-krotne (!!!).

Innym przykładem analizy dynamiki obiektu latającego i efektywności ekstrakcji energii atmosferycznej przez model latający, jest praca [7] przedstawiona na tymże kongresie OSTIV, jednak nie nie analizuje ona wpływu parametrów konstrukcyjnych i aerodynamicznych.
# 2. Wpływ parametrów konstrukcyjnych na "statyczne" osiągi szybowca

Wpływ parametrów konstrukcyjnych i aerodynamicznych szybowca na jego własności w przelocie międzykominowym są stosunkowo proste do analizy i były wielokrotnie prezentowane w literaturze przedmiotu i nie będą tu rozpatrywane. Znacznie bardziej złożone jest zagadnienie wpływu różnych aspektów konstrukcyjnych szybowca na skuteczność ekstrakcji energii kominów termicznych – a to głównie z powodu trudności z określeniem rzeczywistych danych kominów termicznych. Przyjmując jednak typowe przyjmowane obecnie modele kominów [8], można również takie zagadnienie skutecznie i stosunkowo prosto rozwiązać na gruncie założenia lotu ustalonego. W przypadku prądów wznoszących z promieniowym gradientem prędkości pionowej oraz maksimum w obrębie centrum, okazuje się, że najskuteczniejszym sposobem poprawy wykorzystanie energii komina jest zwiększenie współczynnika siły nośnej w krążeniu, nawet kosztem znacznego wzrostu oporu – rys. 1.



Rys. 1. Wpływ wartości współczynnika siły nośnej na opadanie własne oraz wynikową prędkość wznoszenia szybowca

Jest to jeden z najważniejszych czynników pozwalających poprawić osiągi przelotowe szybowca, który dotychczas był bardzo niedoceniany – a wydaje się, że obecnie jest to praktycznie jedyny "klasyczny" sposób poprawy dostępny przy projektowaniu aerodynamicznym. Niestety uzyskanie większych wartości Cz w krążeniu przy zachowaniu dobrych własności przy dużych prędkościach jest bardzo problematyczne, a wynika to z wielu przyczyn. Szczególną rolę odgrywa tu również dynamiczne zachowanie szybowca w turbulentnym powietrzu.

# 3. Wpływ parametrów konstrukcyjnych i aerodynamicznych na dynamikę szybowca

Ważnym efektem w locie szybowca jest wpływ podmuchów oraz turbulencji atmosferycznej na zachowanie szybowca, jak i ich wpływ na bilans energetyczny. W przypadku cyklicznych zmian prędkości pionowej (turbulencji) występuje tzw. efekt Katzmyera [9], który pozwala na transfer pewnej części energii turbulencji do szybowca. Przy założeniu bardzo prostego modelu (poziome przemieszczanie profilu bez zmian kąta ustawienia i położenia pionowego oraz sinusoidalna zmienność prędkości pionowej) można uzyskać wyrażenie na równoważny zysk wysokości związany z turbulencją. Wyraża się on wzorem

$$\frac{\Delta H}{l} = \frac{1}{2} \frac{\frac{dC_L}{d\alpha}}{\frac{Q}{S}} \rho_\infty \frac{w_0^2}{2} \tag{3.1}$$

gdzie:  $\Delta H/l$  oznacza przyrost wysokości (energetycznej) na drodze l, a  $w_0$  jest amplitudą turbulencji atmosferycznej. W rzeczywistości należy oczekiwać, że wpływ na oddziaływanie turbulencji będzie miały takie parametry, jak: skala turbulencji, momenty bezwładności, zapas stateczności podłużnej oraz rzeczywista charakterystyka aerodynamiczna szybowca.

Większość nowoczesnych szybowców wyczynowych korzysta z wysoko zlaminaryzowanych profili wyposażonych w klapy prędkościowe, które pozwalają na pewną adaptację profilu do aktualnych warunków przepływu. Profile takie posiadają bardzo charakterystyczną cechę [6], [10]: przy dużych kątach natarcia przebieg siły nośnej ma lokalne minimum przy wzroście kąta natarcia – rys. 2.

Wcześniejsze analizy i opracowania sugerują (jednak wyłącznie jakościowo), że taka charakterystyka ma znaczący wpływ na efektywność krążenia. Wynika to z nieustalonego charakteru lotu w kominie termicznym (charakteryzującym się nierównomiernością prędkości pionowej) oraz podczas wlatywania i wylatywania z komina. Schematycznie pokazano to na rys. 3.

Jeżeli krążenie odbywa się przy dużych wartościach Cz w pobliżu maksimum (z uwagi na efektywność), dodatkowa prędkość od góry (zmniejszenie prędkości pionowej równoważne ujemnemu podmuchowi w stosunku do wartości średniej) powoduje spadek siły nośnej i przyspieszenie do dołu oraz zmniejszenie wznoszenia. Chwilowy przyrost prędkości pionowej (podmuch do góry) powoduje wzrost siły nośnej i wznoszenia w przypadku monotonicznego przebiegu charakterystyki siły nośnej oraz zmniejszenie siły nośnej i spadek prędkości wznoszenia w przypadku lokalnego minimum siły nośnej. W celu



Rys. 2. Zmierzone charakterystyki aerodynamiczne profilu DU97-127/15 dla Re $=1,5\cdot10^6$ i różnych kątów klap [6]



Rys. 3. Wpływ charakterystyki przebiegu siły nośnej na siłę nośną w warunkach turbulencji atmosferycznej

pełniejszej analizy wpływu charakterystyk szybowca na jego dynamiczne zachowanie w burzliwej atmosferze oraz wynikającą stąd efektywność energetyczną lotu, stworzono prosty, lecz bardzo użyteczny, 2-wymiarowy symulator lotu.

Składa się on z trzech zasadniczych bloków: całkowania równań ruchu przy zadanym profilu podmuchów atmosferycznych, sterowania (sprzeżonego z joystickiem, co pozwala na bezpośrednie uwzględnienie zachowań pilota) oraz interfejsu graficznego, pozwalającego na dość realną ocenę wzrokową zachowania szybowca – rys. 4. Pozwala on zarówno na określenie zachowania szybowca w turbulentnej atmosferze oraz przy wejściu oraz wyjściu z podmuchu (komina termicznego), jak również pozwala uwzględnić efektywność sterowania szybowcem przez pilota i jego wpływ na zysk energetyczny.



Rys. 4. Interfejs graficzny symulatora



Rys. 5. Układ współrzędnych przyjęty dla równań ruchu szybowca

Dwuwymiarowe równania ruchu szybowca z uwzględnieniem pionowych i poziomych podmuchów powietrza (rys. 5) można zapisać

$$m\dot{u} + mQw = X \qquad \qquad m\dot{w} - mQu = Z$$

$$J_y\dot{Q} = M \qquad \qquad Q = \dot{\Theta}$$

$$\dot{x}_1 = u\cos\Theta + w\sin\Theta \qquad \qquad \dot{y}_1 = -u\sin\Theta + w\cos\Theta$$

$$X = L\sin\alpha_R - D\cos\alpha_R - mg\sin\Theta \qquad \qquad (3.2)$$

$$Z = -L\cos\alpha_R - D\sin\alpha_R + mg\cos\Theta$$

$$C_L = C_L(\alpha_R, control, Q, ...) \qquad C_D = C_D(\alpha_R, control, Q, ...)$$

$$C_M = C_M(\alpha_R, control, c.g.location, Q_{(damping)}, ...)$$

Równania te uwzględniają zarówno cechy konstrukcyjna (masa, momenty bezwładności, geometrię,...), aerodynamiczne (Cz, Cx, Cm, zapas stateczności podłużnej, tłumienie) i sterowanie szybowcem, jak też pozwalają na modelowanie różnych wariantów podmuchów/turbulencji. W efekcie pozwala to na określenie wpływu różnych czynników charakteryzujących szybowiec na jego osiągi przelotowe poprzez uwzględnienie oddziaływania dynamicznego atmosfery na szybowiec i związany z tym transfer energii atmosferycznej do szybowca.



Rys. 6. Wpływ przebiegu  $Cz(\alpha)$  i skalę turbulencji atmosferycznej na zysk energetyczny szybowca

Rysunek 6 przedstawia przykładowy wpływ turbulencji atmosferycznej (amplituda 0.5 m/s) na zysk energetyczny szybowca w zależności od charakteru zależności  $Cz(\alpha)$  i skali (długości fali) turbulencji przy ustaleniu pozostałych parametrów. Parametry konstrukcyjne i masowe odpowiadają danym

szybowca Diana-2 i zapasie stateczności statycznej 30%. Wariant A dotyczy stałej wartości  $dCz/d\alpha = 0,1$  [1/deg]. Kolejne warianty posiadają załamanie przebiegu  $Cz(\alpha)$  dla Cz będącego wartością średnią w locie (równą 1,4), a wartość  $dCz/d\alpha$  dla kątów natarcia przekraczających średnią wynosi odpowiednio: B – 0,025, C – 0, D – -0,015 1/deg. Zaznaczono również poziom zysku energetycznego dla uproszczonego wariantu efektu Katzmyera, równanie (3.1). Jak widać, wpływ charakteru przebiegu siły nośnej ma znaczący wpływ na odzyskiwanie energii turbulencji atmosferycznej. Warto również zauważyć (w odróżnieniu od uproszczonej analizy efektu Katzmyera), że efekt silnie zależy od skali turbulencji. Maksimum efektu dla analizowanego przypadku odpowiada długości fali podmuchów około 40 m.

Bardzo silny wpływ na zysk energetyczny szybowca w turbulentnej atmosferze mają również inne parametry, zwłaszcza zapas stateczności statycznej. Rysunek 7 przedstawia wpływ zapasu stateczności statycznej na zysk energetyczny szybowca dla wariantu A charakterystyki  $Cz(\alpha)$ . Jak widać, stateczność statyczna szybowca ma bardzo silny wpływ na zachowanie szybowca w turbulencji, a zmniejszenie zapasu stateczności znacznie rozszerza skalę turbulencji, dla której obserwujemy zysk energetyczny. Wynik ten potwierdza obserwacje pilotów, którzy dość dawno stwierdzili, że zwiększenie balastu wodnego w ogonie (równoważne zmniejszeniu stateczności) poprawia osiągi szybowca w krążeniu. Podobne analizy pokazują wpływ innych czynników, jak moment bezwładności szybowca, jego masa czy wręcz takie parametry konstrukcyjne, jak odległość skrzydło-usterzenie i wielkość usterzenia (co zmienia tłumienie aerodynamiczne).



Rys. 7. Wpływ zapasu stateczności statycznej i skali turbulencji atmosferycznej na zysk energetyczny szybowca

Rysunek 8 przedstawia zachowanie szybowca z charakterystyką  $Cz(\alpha)$  typową dla współczesnych szybowców klapowych (z lokalnym minimum Cz – wykres w lewym górnym rogu) w przelocie przez obszar podmuchu. Warto odnotować typowe efekty związane z zachowaniem takiego szybowca. Włot w obszar podmuchu powoduje wzrost kąta natarcia i niewielki spadek siły nośnej oraz znaczny wzrost prędkości poziomej.



Rys. 8. Zachowanie szybowca w obszarze podmuchu pionowego

Wzrost prędkości pionowej następuje dopiero na skutek wzrostu siły nośnej, będącej następstwem wzrostu prędkości poziomej. Warte jest odnotowanie trzech istotnych efektów. Pilot wyczuwa podmuch z wyraźnym opóźnieniem, co nie sprzyja właściwej jego reakcji. Wzrost prędkości poziomej powoduje skrócenie czasu przebywania w obszarze o większym noszeniu, co zmniejsza efektywne wykorzystanie energii podmuchu w stosunku do charakterystyki monotonicznej (typu B) równoważnej 2-3% zysku wysokości. Ostatnim zaobserwowanym efektem jest brak możliwości efektywnej reakcji pilota w celu zwiększenia efektywności wykorzystania energii podmuchu. W przypadku monotonicznej charakterystyki  $Cz(\alpha)$  poprawna reakcja pilota pozwala na dodatkowy zysk energetyczny rzędu 2%. Wpływ na wykorzystanie takiego podmuchu poprzez dynamiczną reakcję szybowca mają również inne parametry, a zaprezentowany "symulator" pozwala na efektywną analizę (jakościową, jak i ilościową) wpływu różnych cech szybowca, zarówno konstrukcyjnych jak i aerodynamicznych, na jego osiągi, uwzględniając również możliwy wpływ pilota.

## 4. Wnioski

Zaprezentowano metodę analizy wpływu charakterystyk szybowca, zarówno konstrukcyjnych jak i aerodynamicznych, na jego osiągi wynikające z ekstrakcji energii atmosferycznej zawartej w kominach termicznych oraz turbulencji atmosferycznej. Jak wynika z zaprezentowanej analizy, na skuteczność odzyskiwania energii atmosferycznej ma wpływ zarówno statyczne zachowanie szybowca podczas krążenia w kominie termicznym, jak i jego zachowanie dynamiczne wynikające z odpowiedzi na podmuchy atmosferyczne – typowe dla rzeczywistych warunków lotu. Głównym celem pracy było przygotowanie metody ilościowego określenia wpływu (wrażliwości) różnych cech szybowca, zwłaszcza aerodynamicznych, na jego efektywność energetyczną w przelocie. Informacje te mogą być skutecznie wykorzystane w projektowaniu szybowca, a w szczególności podczas projektowania aerodynamicznego profilu skrzydła, w celu poprawy jego osiągów zawodniczych.

#### Bibliografia

- 1. THOMAS F., 1999, Fundamentals of Sailplane Design, College Park Press
- KUBRYNSKI K., 2006, Aerodynamic design and cross-country flight performance analysis of Diana-2 sailplane, OSTIV Congress, Eskilstuna 2006, Technical Soaring, 30, 3, 79-88
- 3. KUBRYNSKI K., 2007, High performance sailplane design strategy using inverse design and optimization techniques, *Inverse Problems, Design and Optimization Symposium*, Miami, Florida, USA
- TERMAAT K., 2010, The plateau in lift curves of modern wings with flaps, Soaring, 8, 23-29
- 5. BOERMANS L.M.M., 2010, Aerodynamisch onderzoek zweefvliegtuigen TU Delft, Deel 1: Beter klimmen in turbulente thermiek, *THERMIEK*, 2, 20-24 [w języku holenderskim, tłum.: "Badania aerodynamiki szybowców w TU Delft, Część 1: Lepsze wznoszenie w turbulentnych kominach"]

- 6. BOERMANS L.M.M., 2006, Research on sailplane aerodynamics at Delft University of Technology. Recent and present developments, *NVvL Presentation*
- 7. PATEL C.K., LEE H., KROO I.M., 2008, Extracting energy from atmospheric turbulence, XXIX OSTIV Congress, Lusse-Berlin
- 8. HORSTMANN K.H., 1976, Neue "Modellaufwindverteilungen und ihr Einfluss auf die Auslegung von Segelflugzeugen", OSTIV Publication, XIV
- 9. KATZMYER R., 1922, Effect of periodic changes in angle of attack on behavior of airfoils, NACA TM-147
- BOERMANS L.M.M., VAN GARREL A., 1994, Design and Windtunnel Test Results of a Flapped Laminar Flow Airfoil for High-Performance Sailplane Applications, ICAS 94-5.4.3

#### Influence of design and aerodynamic parameters of sailplane on cross-country flight efficiency

#### Abstract

Currently it was reached nearly an end of sailplane performance development measured by L/D ratio or minimum drag using natural aerodynamics, without using boundary layer control technique. The only "classic" way to improve performance is to increase the efficiency of energy extraction from the atmosphere – both by improving thermaling property and utilizing atmospheric turbulence and velocity gradients. This work presents an attempt to resolve such issues with particular emphasis on the dynamics of the glider and influence of some design and aerodynamic parameters on extraction energy of turbulence.

Praca naukowa finansowana ze środków Ministerstwa Nauki i Szkolnictwa Wyższego jako projekt badawczy nr 2867/B/T02/2008/35

Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej MECHANIKA W LOTNICTWIE ML-XV 2012

# BADANIE TRAJEKTORII LOTU PODWIESZEŃ ZWALNIANYCH Z BELEK PODSKRZYDŁOWYCH SAMOLOTU BOJOWEGO

Robert Placek

Instytut Lotnictwa, Zaklad Aerodynamiki, Warszawa e-mail: robert.placek@ilot.edu.pl

ŁUKASZ KISZKOWIAK

Wojskowa Akademia Techniczna, Instytut Techniki Lotniczej, Warszawa e-mail: lkiszkowiak@wat.edu.pl

Badania zrzutu modeli podwieszeń z samolotów bojowych (eksperymentalne i numeryczne) wykonuje się zawsze przed wdrożeniem nowego typu podwieszenia. Pozwalają one określić zjawiska występujące w trakcie zrzutu. Zasadniczym celem badań jest wyznaczenie trajektorii lotu zrzucanego obiektu w bliskiej obecności nosiciela, a przez to dostarczenie informacji na temat bezpieczeństwa zrzutu w określonych warunkach. Ważne jest zatem, aby symulacja zrzutu podwieszeń z belek podskrzydłowych modelu samolotu bojowego w miarę możliwości jak najwierniej odwzorowywała zrzut w warunkach lotu rzeczywistego.

W pracy przedstawiono eksperymentalną część badań zrzutu dynamicznie podobnych modeli wybranych podwieszeń z modelu samolotu F-16C Block 52 Advanced w skali 1:4,5. Odniesiono się do najczęściej stosowanych zasad modelowania zrzutów podwieszeń i powiązano je z eksperymentem. Omówiono zastosowaną metodę wyznaczania trajektorii lotu podwieszeń. Badania zostały przeprowadzone w Tunelu Aerodynamicznym Małych Prędkości T-3 Instytutu Lotnictwa w Warszawie.

## Wykaz oznaczeń

	•1 1 •	1 • 1 •	1 • • (	( n T ]	1
HA	 siła aerodynamiczna	działająca na	i zrzucane podwieszenie	INI	1
<b>-</b> A	bild delocy indimezild			(* * )	1.1
	0	00	· · · · · · · · · · · · · · · · · · ·		

- m masa ciała podwieszanego [kg],
- V objętość ciała podwieszanego [m<sup>3</sup>],
- g przyspieszenie ziemskie g=9,8065 m/s<sup>2</sup>,

a		przyspieszenie aerodynamiczne zrzucanego podwieszenia		
u		$a - F_{\rm s}/m [m/s^2]$		
		$u = r_A/m [m/s],$		
С	_	wspołczynnik aerodynamiczny zrzucanego podwieszenia,		
		$c = F_A/(qS) [-],$		
L	_	długość ciała podwieszanego [m],		
S	_	powierzchnia odniesienia (maksymalne pole powierzchni przekroju		
		poprzecznego podwieszenia) $[m^2]$ ,		
p	_	ciśnienie statyczne w przepływie [Pa=N/m <sup>2</sup> ],		
q	_	ciśnienie dynamiczne w przepływie, $q = \rho v^2/2$ [Pa=N/m <sup>2</sup> ],		
Re	_	liczba Reynoldsa [–],		
Ef	_	współczynnik turbulencji w przepływie [–],		
R	_	stała gazowa [J/(kgK)],		
T	_	temperatura [K],		
$V_{\infty}$	_	prędkość przepływu niezakłóconego $[m/s^2]$ ,		
$\lambda$	_	współczynnik skali modelu [–],		
ρ	_	gęstość ciała podwieszanego [kg/m <sup>3</sup> ],		
$\rho_{pow}$	_	gęstość powietrza [kg/m <sup>3</sup> ],		
$\nu$	_	lepkość kinematyczna $[m^2/s]$ ,		
t	_	czas wymiarowy [s],		
$\alpha$	_	kąt natarcia modelu podwieszenia mierzony pomiędzy osią kadłu-		
		ba modelu a rzutem wektora predkości na płaszczyzne pionowa		
		[deg],		
$\beta$	_	kat ślizgu mierzony pomiędzy kierunkiem wektora predkości a rzu-		
,		tem osi podłużnej modelu na płaszczyznę poziomą [deg].		

Indeksy:

T – warunki tunelowe,

R – warunki modelowane (rzeczywiste).

## 1. Wstęp

Samoloty bojowe na całym świecie wyposażane są w rożnego typu podwieszenia (tj. bomby, rakiety, zbiorniki paliwa itd.). Uzbrojenie, które dobierane jest w zależności od realizowanego zadania, zwykle mocuje się na zewnętrznych punktach podwieszeń samolotu. Pylony pod podwieszenia zamocowane są do końcówek skrzydeł, pod skrzydłami oraz do kadłuba samolotu. W konstrukcjach typu "stealth", ze względu na zmniejszenie odbicia fali radarowej uzbrojenie umieszcza się w wewnętrznych komorach kadłuba.

W trakcie wykonywania misji bojowej następuję zrzut podwieszeń samolotu. Odejście zasobnika może mieć charakter swobodny lub wymuszony, (np. przy użyciu tzw. pironaboi). Stosowane mechanizmy zwalniające mogą dodatkowo nadać wstępny kierunek ruchu lub obrotu. Niemniej, początkowy charakter oddalania podwieszenia od nosiciela silnie zależy od warunków lotu samolotu, przy jakim nastąpił zrzut (orientacja względem ziemi – grawitacja, predkość, kat natarcia, kat ślizgu samolotu itp.). Liczne przypadki w historii lotnictwa pokazują, że dochodziło do kolizji zrzucanego podwieszenia z nosicielem. Spadające podwieszenie, uderzając w nosiciela, najczęściej uszkadzało jego elementy nośne, powierzchnie sterowe, co niekiedy prowadziło do katastrofy. Z tych też powodów wykonuje się badania symulacji zrzutu podwieszeń (numeryczne i eksperymentalne). Dzięki nim można określić, czy wybrane zamocowanie podwieszenia względem nosiciela oraz zastosowany mechanizm zwalniający pozwolą na bezkolizyjny zrzut w określonych warunkach lotu. Co więcej, dla każdego samolotu bojowego na podstawie przeprowadzonych wcześniej badań wyznacza się zakres użytkowy, w którym można bezpiecznie wykonać zrzut podwieszeń.

#### 2. Warunki podobieństwa

W celu przeprowadzenia badań zrzutów dynamicznie podobnych modeli podwieszeń, skorzystano z odpowiednich warunków podobieństwa i zasad modelowania zawartych w literaturze oraz stosowanych w Zakładzie Aerodynamiki Instytutu Lotnictwa [1]-[5].

W warunkach eksperymentalnych zrzucane podwieszenie traktowane jest jako ciało sztywne. W czasie zrzutu środek ciężkości podwieszenia przemieszcza się ruchem postępowym, a podwieszenie wykonuje dodatkowo ruch obrotowy [1]. W trakcie wykonywania badań doświadczalnych dąży się do tego, aby trajektoria lotu zrzucanego podwieszenia jak najwierniej odwzorowywała trajektorię zrzutu podwieszenia w warunkach rzeczywistych. W tym celu stosuje się kryteria podobieństwa pomiędzy warunkami tunelowymi i rzeczywistymi. Podobieństwo występuje pomiędzy wielkościami geometrycznymi, kierunkiem działania sił i momentów aerodynamicznych oraz sił masowych działających na podwieszenie, a także w odpowiednich relacjach między tymi siłami. W trakcie wykonywania doświadczalnych zrzutów podwieszeń występują istotne ograniczenia wynikające chociażby z konstrukcji tunelu aerodynamicznego, które ograniczają możliwości odwzorowania warunków rzeczywistych. Kierunek prędkości powietrza w tunelu jest zwykle prostopadły do kierunku sił grawitacyjnych. Ogranicza to możliwość modelowania zrzutu podwieszenia do przypadku zrzutu w trakcie ustalonego lotu poziomego nosiciela [3].

Poza zachowaniem warunków podobieństwa geometrycznego

$$\frac{L_R}{L_T} = \lambda \tag{2.1}$$

wymaga się, aby zostały spełnione warunki zachowania dynamicznego podobieństwa przepływu pomiędzy warunkami tunelowymi i rzeczywistymi. Określają je liczby podobieństwa [2]:

1. Liczby Reynolds'a

$$\left(\frac{LV_{\infty}}{\nu}\right)_R = \left(\frac{LV_{\infty}}{\nu}\right)_T \tag{2.2}$$

2. Liczby Macha

$$\left(\frac{V_{\infty}}{a_{\infty}}\right)_R = \left(\frac{V_{\infty}}{a_{\infty}}\right)_T \tag{2.3}$$

3. Liczby Froude'a

$$\left(\frac{V_{\infty}^2}{Lg}\right)_R = \left(\frac{V_{\infty}^2}{Lg}\right)_T \tag{2.4}$$

4. Liczby Strouhala

$$\left(\frac{V_{\infty}t}{L}\right)_R = \left(\frac{V_{\infty}t}{L}\right)_T \tag{2.5}$$

Warunkiem zachowania podobieństwa w zakresie sił masowych działających na podwieszenie jest odpowiedni dobór ciężaru modelu oraz jego momentów bezwładności. Ponieważ wartość przyspieszenia ziemskiego w warunkach tunelowych oraz w rzeczywistości jest taka sama, podobieństwo pomiędzy trajektoriami lotu zrzucanego podwieszenia uzyskuje się przy zachowaniu jednakowych stosunków i kierunków sił aerodynamicznych do sił ciężkości

$$\left(\frac{F_A}{mg}\right)_R = \left(\frac{F_A}{mg}\right)_T \tag{2.6}$$

Zapewnienie wszystkich wspomnianych warunków podobieństwa ze względów technicznych jest często niemożliwe. W związku z tym korzysta się z uproszczonych zasad modelowania, które pozwalają na uzyskiwanie wiarygodnych wyników badań eksperymentalnych. Najczęściej stosowanymi sposobami modelowania przy zrzucie swobodnym podwieszeń w tunelach aerodynamicznych są: modelowanie "lekkie" oraz modelowanie "ciężkie".

#### 2.1. Modelowanie "lekkie" swobodnego zrzutu podwieszenia lotniczego

Metoda modelowania "lekkiego" zrzutu swobodnego podwieszeń (zwana również metodą modelowania Froude'a) jest zwykle stosowana w tunelach aerodynamicznych z podkrytycznym zakresem liczb Macha [3]. W metodzie tej nie są zachowane liczby Reynoldsa oraz Macha. W związku z tym stosuje się ją wtedy, gdy wpływ liczb Reynoldsa oraz Macha na opływ badanych obiektów nie jest znaczący. W metodzie modelowania "lekkiego" zachowane są następujące kryteria podobieństwa:

- 1) zachowanie liczby Froude'a;
- 2) zachowanie podobieństwa geometrycznego;
- spełnienie warunku polegającego na tym, że stosunek sił aerodynamicznych do sił ciężkości jest jednakowy zarówno w warunkach rzeczywistych, jak i tunelowych.

Z pierwszego kryterium wynika zależność na prędkość opływu w warunkach tunelowych

$$(V_{\infty})_T = \frac{(V_{\infty})_R}{\sqrt{\lambda}} \tag{2.7}$$

Z równania (2.7) wynika, że prędkość strumienia powietrza w warunkach modelowych w odniesieniu do rzeczywistych jest mniejsza. Z kolei zachowanie warunków 1. oraz 2. prowadzi do uzyskania zależności

$$\left(\frac{L}{V_{\infty}t}\right)_{R} = \frac{L_{T}\lambda}{(V_{\infty})_{T}\sqrt{\lambda}t_{T}\sqrt{\lambda}} = \left(\frac{L}{V_{\infty}t}\right)_{T}$$
(2.8)

Zachowanie warunków 1. oraz 3. powoduje jednoczesne zachowanie podobieństwa liczby Strouhala. Przy takim zachowaniu podobieństwa wypadkowe przyspieszenie podwieszenia jest takie samo w warunkach tunelowych i rzeczywistych. Stąd wynika

$$t_T = \frac{t_R}{\sqrt{\lambda}} \tag{2.9}$$

Z warunków 1. oraz 3. wynikają również warunki masowe dla modelu powieszenia.

Z równania (2.6) wynika, że

$$\left(\frac{F_A}{m}\right)_R = \left(\frac{F_A}{m}\right)_T \tag{2.10}$$

czyli, po rozwinięciu sił aerodynamicznych

$$\left(\frac{\frac{1}{2}\rho V_{\infty}^2 cS}{m}\right)_R = \left(\frac{\frac{1}{2}\rho V_{\infty}^2 cS}{m}\right)_T \tag{2.11}$$

z warunku (2.1) wynika

$$S_R = \lambda^2 S_T \tag{2.12}$$

a z zależności (2.7)

$$(V_{\infty})_R^2 = \lambda (V_{\infty})_T^2 \tag{2.13}$$

Zakładając, że współczynniki sił aerodynamicznych w warunkach tunelowych oraz w warunkach rzeczywistych (dla prędkości w obszarze nieściśliwym, tj. dla małych liczb Macha) są równe

$$c_R = c_T \tag{2.14}$$

oraz uwzględniając, że

$$\rho = \frac{p}{RT} \tag{2.15}$$

przy założeniu, że $T_R\approx T_T$ oraz uwzględniając równania (2.12)-(2.15) otrzymujemy

$$\left(\frac{m}{p}\right)_R = \lambda^3 \left(\frac{m}{p}\right)_T \tag{2.16}$$

Równanie (2.17) jest przydatne przy konstruowaniu modelu podwieszenia wykorzystywanego podczas badań doświadczalnych. Modelowanie "lekkie" narzuca warunek prawidłowego modelowania mówiący o tym, aby stosunek gęstości zrzucanego ciała do gęstości powietrza był jednakowy dla warunków tunelowych oraz rzeczywistych. Położenie środka masy oraz rozkład mas w zrzucanym podwieszeniu (czyli momenty bezwładności) również powinny być określone na zasadach podobieństwa

$$\left(\frac{I}{p}\right)_R = \lambda^5 \left(\frac{I}{p}\right)_T \tag{2.17}$$

gdzie I to moment bezwładności zrzucanego podwieszenia względem dowolnej jego osi.

#### 2.2. Modelowanie "ciężkie" swobodnego zrzutu podwieszenia lotniczego

Metodę modelowania "ciężkiego" stosuje się przy dużych prędkościach lotu samolotu, gdzie ze względu na występowanie zjawisk falowych zachowanie liczy Macha jest istotne [3]. Zachowane są następujące warunki podobieństwa:

- 1) zachowanie podobieństwa geometrycznego;
- 2) zachowanie liczby Macha

$$(V_{\infty})_T = (V_{\infty})_R \tag{2.18}$$

przy założeniu, że  $(a_{\infty})_T = (a_{\infty})_R;$ 

 spełnienie warunku: stosunek sił aerodynamicznych do sił ciężkości jest jednakowy zarówno w warunkach rzeczywistych, jak i tunelowych.

Stosując metodę modelowania "ciężkiego", nie zachowuje się liczby Reynoldsa. Nie ma to jednak znaczącego wpływu na uzyskiwane wyniki ze względu na większe wartości liczby Reynoldsa od krytycznej liczby Reynoldsa w badaniach tunelowych.

Z warunku zachowania liczby Macha oraz ze spełnienia warunku jednakowych stosunków sił aerodynamicznych do sił ciężkości (w warunkach tunelowych i rzeczywistych) wynika odpowiedni warunek masowy dla modelu podwieszenia

$$\left(\frac{m}{p}\right)_R = \lambda^3 \left(\frac{m}{p}\right)_T \tag{2.19}$$

Masa zrzucanych modeli podwieszeń w tym przypadku będzie o rząd skali (czyli o  $\lambda$ -razy) większa, niż w metodzie modelowania "lekkiego". Moment bezwładności wyznacza się z zależności

$$\left(\frac{I}{p}\right)_R = \lambda^4 \left(\frac{I}{p}\right)_T \tag{2.20}$$

#### 3. Badania eksperymentalne

#### 3.1. Technika pomiarowa, modele do badań

Badania zrzutów dynamicznie podobnych modeli podwieszeń przeprowadzono w tunelu aerodynamicznym T3 Instytutu Lotnictwa.

Tunel aerodynamiczny T3 jest tunelem atmosferycznym o obiegu zamkniętym z otwartą przestrzenią pomiarową. Wymiary przestrzeni pomiarowej wynoszą: średnica 5 m, długość 6,5 m. W przestrzeni pomiarowej można osiągnąć maksymalną prędkość przepływu czynnika roboczego 57 m/s. Silnik o mocy 1500 kW napędza 8-łopatowy wentylator. Maksymalne obroty wentylatora wynoszą 500 obr/min.

Modele podwieszeń zrzucane były z modelu samolotu bojowego F-16C Block 52 Advanced w skali 1:4,5. Zrzucano dwa rodzaje ciał:

- 1. Model bomby GBU-31 JDAM (Mk-84 Warhead) w skali 1:4,5 (rys. 1)
- 2. Model pustego lotniczego zbiornika paliwa (o pojemności ok. 1400,41) wraz z modelem belki podskrzydłowej w skali 1:4,5 (rys. 2).



Rys. 1. Model bomby GBU-31 JDAM



Rys. 2. Model zbiornika paliwa o pojemności ok. 1400,41

Oba modele zostały wykonane z kompozytu (laminat szklany) w tej samej skali co nosiciel (1:4,5). Modele starano się wykonać zgodnie z zasadami modelowania "lekkiego", opisanymi w rozdziale 2.1. Najwięcej problemów sprawiło uzyskanie odpowiedniego rozkładu masy, a w związku z tym pożądanych momentów bezwładności. Dla zbiornika paliwa bez belki nie udało się uzyskać założonego położenia środka ciężkości. W efekcie środek ciężkości zbiornika paliwa przemieścił się w stronę przedniego zaczepu pod belką podskrzydłową. Wynikało to z braku możliwości balansu masą pustego zbiornika, którego masa samych ścianek laminatowych już była zbliżona do modelowej.

Sposób mocowania podwieszeń do belek podskrzydłowych przewidziano podobny, jak w samolocie F-16. Model zbiornika paliwa oraz model belki podskrzydłowej stanowiły całość do rzutu. Model bomby zrzucano bez belki. Zrzuty miały charakter swobodny. Modele podwieszeń zwalniano zdalnie za pomocą serwomechanizmu umieszczonego wewnątrz belek podskrzydłowych. W chwili zwolnienia zaczepów wewnątrz belki podskrzydłowej model bomby ustawiony był równolegle do strumienia powietrza i zaczynał spadać swobodnie. Z kolei model zbiornika paliwa, po zwolnieniu przedniego haka w belce podskrzydłowej, zaczynał obracać się na tylnym zaczepie, a jego przód przemieszczał się w dół (grawitacyjnie). Całkowite wypięcie następowało po pochyleniu modelu zbiornika na wcześniej określony kąt natarcia.

W czasie zrzutu modele podwieszeń łapane były w siatkę w celu ponownego ich wykorzystania (rys. 3). Trajektorię lotu zrzucanych modeli rejestrowano za pomocą kamery cyfrowej. W celu dokładniejszej analizy toru lotu zrzucanych ciał w płaszczyźnie pionowej użyto kamery szybkiej Centurio-100. Następnie z obrazu wideo pozyskano zdjęcia dla odpowiedniego kroku czasowego i poddano je obróbce graficznej.



Rys. 3. Zrzut modelu podskrzydłowego zbiornika paliwa z modelu samolotu F-16C Block 52 Advanced w skali 1:4,5 w tunelu aerodynamicznym T-3

#### 3.2. Warunki badań

Współczynnik turbulencji strumienia powietrza w trakcie badań doświadczalnych w tunelu T3 wynosił Ef = 1,22. Prędkość strumienia powietrza, przy której wykonano zrzuty modeli podwieszeń wynosiła 32 i 45 m/s, co odpowiadało ciśnieniu dynamicznemu q = 64 i  $q = 118 \text{ kG/m}^2$ . Wybrane wartości prędkości przekładają się na następujące prędkości rzeczywiste:  $(V_{\infty})_R = 68 \text{ m/s}$  oraz  $(V_{\infty})_R = 95 \text{ m/s}$ . Odpowiadają one wartościom z dolnego zakresu prędkości użytkowych samolotu F-16.

Podczas badań model samolotu ustawiany był na kąt natarcia  $\alpha = 0^{\circ}, 5^{\circ}, 10^{\circ}$  oraz na kąt ślizgu  $\beta = 0^{\circ}, 10^{\circ}, -10^{\circ}$ . Modele podwieszeń zrzucane były z modelu samolotu w następujących konfiguracjach:

- 1. model + belki + 2 bomby na środkowych belkach podskrzydłowych;
- 2. model + belki (tylko pod zbiornikiem paliwa) + 2 zbiorniki paliwa na wewnętrznych belkach podskrzydłowych;
- 3. model + belki + 2 rakiety AIM-120 + 2 rakiety AIM-9 + 2 bomby + 2 zbiorniki paliwa.

Konfigurację nr 3 do badań zrzutów modeli dynamicznie podobnych przedstawiono na rysunku 4.



Rys. 4. Konfiguracja nr 3 do zrzutów podwieszeń

## 4. Wyniki badań

Badania w tunelu T3  $\emptyset$ 5 m wykazały, że w przypadku zrzutu modelu bomby, nie uderza ona w model samolotu F-16. Model bomby dla wszystkich badanych konfiguracji szybko opadał. Podczas spadku przód bomby pochylał się w dół. Odchylenie modelu bomby od pionowej płaszczyzny zrzutu było nieznaczne dla badanych prędkości modelowych.

Model pustego zbiornika paliwa dla wszystkich zbadanych przypadków zrzutu nie uderzał w model samolotu F-16. Ze względu na zastosowany mechanizm wypinający, tor kolejnych położeń modelu zbiornika paliwa do chwili wypięcia z tylnego zaczepu belki podskrzydłowej był praktycznie identyczny dla wszystkich rozpatrywanych przypadków. Przednia część modelu zbiornika paliwa opadała w pionowej płaszczyźnie symetrii przy jednoczesnym obrocie całego modelu względem tylnego zaczepu na belce podskrzydłowej. Po wypięciu z tylnego zaczepu model kontynuował obrót w płaszczyźnie zrzutu, ustawiając się prostopadle do kierunku przepływu i oddalał się zgodnie z kierunkiem przepływu oraz w dół. Niemniej, ruch modelu zbiornika paliwa po wypięciu z tylnego zaczepu belki różnił się między badanymi konfiguracjami i dla zadanych kątów natarcia i ślizgu. Dla zrzutów w konfiguracji nr 2 (tylko zbiorniki paliwa) model zbiornika paliwa spadał podobnie jak w konfiguracji nr 3 (z pełnym zestawem podwieszeń). W miarę spadania model oddalał się w mniejszym stopniu od płaszczy-zny symetrii nosiciela, niż dla konfiguracji nr 3.

Dla zrzutów w konfiguracji nr 3 (z pełnym zestawem podwieszeń) model zbiornika paliwa po wypięciu z tylnego zaczepu, oprócz kontynuacji obrotu w płaszczyźnie zrzutu, obracał się względem swojej osi podłużnej w lewą stronę.

Dla kąta natarcia $\,\alpha=10^\circ$ model zbiornika paliwa nie wyczepił się z belki podskrzydłowej.

Zwiększenie prędkości przepływu skutkowało szybszym odejściem zbiornika paliwa od nosiciela.

Przykładowe zdjęcie z badań poddane obróbce graficznej zaprezentowano na rysunku 5. Na podstawie charakterystycznych oznaczeń na modelu oraz nałożonych kadrów zdjęć ze znanym skokiem czasowym można było odtworzyć kolejne sekwencje trajektorii lotu.



Rys. 5. Zrzut modelu zbiornika paliwa w konfiguracji n<br/>r $\mathbf 2$ 

## 5. Wnioski

Badanie trajektorii lotu podwieszeń w bliskiej obecności nosiciela dostarcza istotnych informacji na temat warunków bezpieczeństwa zrzutu.

Zastosowana metoda modelowania "lekkiego" pozwala na uzyskanie zadawalających wyników. Jednak, jak zasugerowano w literaturze [3], rezultaty badań powinny być dodatkowo porównane z wynikami uzyskanymi przy zastosowaniu metody modelowania "ciężkiego". Dlatego też wyniki przedstawione w niniejszej pracy powinny być potraktowane jako pewne przybliżenie.

Zgodność danych z rzeczywistymi na etapie modelowania dynamicznego oraz dokładność wykonania modeli podwieszeń mają istotny wpływ na poprawność uzyskanych torów lotu.

Prezentowane w pracy wyniki badań wykazały, że w przypadku podwieszenia o dużej gęstości (model bomby) tor lotu podwieszenia nie koliduje z modelem samolotu. Zrzut tego typu podwieszenia w bliskiej obecności nosiciela odbywał się zasadniczo w płaszczyźnie pionowej, a środek ciężkości poruszał się w przybliżeniu w kierunku grawitacyjnym.

Zastosowanie odpowiedniego mechanizmu zwalniającego dla podwieszeń o małej gęstości właściwej powoduje, że odejście podwieszenia odbywa się w sposób bardziej przewidywalny, a tym samym bezpieczny ze względu na uniknięcie kolizji z nosicielem.

## Bibliografia

- KRZYSIAK A., 1987, Wizualizacyjne badania modelowe zrzutu podwieszeń, raport wewnętrzny ILOT nr 145/BA/87/A
- KRZYSIAK A., 2010, Modelowanie zrzutu podwieszeń w tunelowych badaniach aerodynamicznych, Modelowanie Inżynierskie, 9, ISSN1896-771X, 133-146
- 3. KRZYSIAK A., 1996, Analiza kryteriów bezkolizyjnego zrzutu swobodnego podwieszenia z samolotu bojowego, rozprawa doktorska WAT, Warszawa
- LASEK M., 2002, Wpływ interferencji aerodynamicznej na ruch zrzucanych z samolotu zasobników, raport wewnętrzny ILOT nr 179/BA/01/D
- COSTE J., LEYNAERT J., 1982, Wind tunnel studies of store separation with load factor freedrops and captive trajectories, *Biuletyn La Recherche Aerospatiale*, 1, Paryż

#### The investigation of the store separation trajectory from combat aircraft pylons

#### Abstract

Tests of the store separation from combat aircraft (experimental and numerical) are always undertaken before the implementation of the new store type. They define the phenomena that occurs during drop. The overall objective of the research is the estimation of a trajectory of flight of released object and provide information on safety discharge under specific conditions. It is therefore important to simulate the store separation from pylons of combat aircraft as faithfully as possible with respect to real flight condition.

In this paper the experimental part of dynamic similar store separation models of selected armament from F-16C Block 52 Advanced aircraft in scale 1:4.5 is shown. Mentioned about the most commonly used principles of modelling the store separation and relative them to the experiment. Tests have been carried out in the Low Speed Aerodynamic Wind Tunnel T-3 of Aviation Institute in Warsaw.

## MODELOWANIE ODDZIAŁYWANIA STRUKTUR WIROWYCH ZE ŚCIANĄ SZTYWNĄ Z WYKORZYSTANIEM TRÓJWYMIAROWEJ METODY "WIR W KOMÓRCE"

#### PAWEŁ REGUCKI

Politechnika Wrocławska, Instytut Inżynierii Lotniczej, Procesowej i Maszyn Energetycznych e-mail: pawel.requcki@pwr.wroc.pl

Struktury wirowe odgrywają fundamentalną rolę w mechanice płynów, zarówno w badaniach podstawowych dotyczących np. zjawisk przejścia do turbulencji, procesów mieszania, jak również w zagadnieniach inżynierskich dotyczących m.in. generacji siły nośnej na profilu lotniczym czy siły oporu przy opływie trójwymiarowych przeszkód.

W kontekście wymienionych zagadnień aplikacyjnych szczególną rolę odgrywa oddziaływanie trójwymiarowych struktur wirowych z ścianą sztywną. W pracy przedstawiono wyniki modelowania numerycznego ewolucji pierścienia wirowego w przepływie lepkim w obecności ściany sztywnej, wykorzystując trójwymiarową metodę "wir w komórce" (*Vortex in Cell* – ViC). W metodzie ViC ciągłe pole wirowości zastępowane jest dyskretnym rozkładem cząstek niosących informację o trzech składowych pola wirowości, a obliczenia prowadzone są w zmiennych wirowości  $\boldsymbol{\omega}$  i potencjału wektorowego  $\boldsymbol{A}$ .

Wyniki symulacji numerycznych wykazały skuteczność metody w odtwarzaniu dynamiki pierścienia oraz poprawność wyboru warunków brzegowych stawianych na potencjał wektorowy  $\boldsymbol{A}$  w celu realizacji warunku nieprzenikania cieczy przez ścianę sztywną.

## 1. Wprowadzenie

Pierścienie są najprostszymi strukturami wirowymi, które można w relatywnie prosty sposób wygenerować w trójwymiarowych przepływach [1], [3], [5], [6]. Pomimo ich geometrycznej prostoty, dynamika tych struktur jest interesującym przykładem nieliniowej interakcji obszarów o skoncentrowanej wirowości. W realizowanych badaniach podstawowych dotyczących np. zjawisk przejścia do turbulencji, procesów mieszania, jak również w zagadnieniach inżynierskich dotyczących m.in. generacji siły nośnej na profilu lotniczym czy siły oporu przy opływie trójwymiarowych przeszkód występuje zagadnienie oddziaływania wygenerowanych w przepływie struktur wirowych ze ścianą sztywna [4], [6], [7], [11]. W modelowaniu numerycznym istotne jest zatem prawidłowe sformułowanie warunków brzegowych w celu realizacji warunku przylegania cieczy lepkiej do ściany. Fizycznie warunek ten wyraża się poprzez zerowanie trzech składowych pola prędkości  $\boldsymbol{u} = \boldsymbol{u}(u_{st1}, u_{st2}, u_n)$  na opływanej powierzchni. W przypadku rozwiązywania równań Naviera-Stokesa w zmiennych pierwotnych, tj. prędkości i ciśnienia, warunek ten jest realizowany w sposób naturalny. W trójwymiarowych metodach wirowych typu "wir w komórce" równanie Naviera-Stokesa zostaje przekształcone do postaci opisującej ewolucję pola wirowości  $\omega$  [1], [3], [8], [10]. Pojawia się wówczas problem prawidłowego sformułowania warunku brzegowego na potencjał wektorowy Atak, aby zagwarantować bezźródłowość pól: wirowości  $\boldsymbol{\omega}$  i prędkości  $\boldsymbol{u}$ . W pracy zaproponowano sformułowanie warunków brzegowych na potencjał wektorowy A dla ściany płaskiej, które następnie zwalidowano, modelując zderzenie pierścienia wirowego z płaską, nieruchomą powierzchnią.

## 2. Trójwymiarowa metoda "wir w komórce"

Równania opisujące ewolucję pola wirowości w trójwymiarowym, lepkim, nieściśliwym przepływie mają postać [1], [5], [8], [10]

$$\frac{\partial \boldsymbol{\omega}}{\partial t} + (\boldsymbol{u} \cdot \nabla) \boldsymbol{\omega} = (\boldsymbol{\omega} \cdot \nabla) \boldsymbol{u} + \nu \Delta \boldsymbol{\omega} \qquad \nabla \cdot \boldsymbol{u} = 0 \qquad (2.1)$$

gdzie  $\boldsymbol{\omega} = (\omega_1, \omega_2, \omega_3)$  oznacza pole wirowości, zaś  $\boldsymbol{u} = (u_1, u_2, u_3)$  – pole prędkości. Warunek nieściśliwości płynu (2.1)<sub>2</sub> gwarantuje istnieje potencjału wektorowego  $\boldsymbol{A}$  [1], [2], [5]

$$\boldsymbol{u} = \nabla \times \boldsymbol{A} \tag{2.2}$$

Składowe pola wektorowego A wyznaczane są z rozwiązania równania Poissona przy dodatkowym założeniu, że  $\nabla \cdot A = 0$ 

$$A_i = -\omega_i \qquad \qquad i = 1, 2, 3 \tag{2.3}$$

W metodzie "wir w komórce" ciągłe pole wirowości jest zastępowane dyskretnym rozkładem cząstek wirowych niosących informacje o trzech składowych pola wirowości  $\boldsymbol{\omega}$  ( $\delta(x)$  – delta Diraca) [1], [2]

$$\boldsymbol{\omega}(\boldsymbol{x}) = \sum_{p=1}^{N} \boldsymbol{\alpha}_p(\boldsymbol{x}_p) \delta(\boldsymbol{x} - \boldsymbol{x}_p)$$
(2.4)

gdzie  $\alpha_p = \alpha_p(\alpha_{p1}, \alpha_{p2}, \alpha_{p3})$  oznacza intensywność cząstki wirowej (indeks *p* numeruje cząstki w przepływie *p* = 1,...,*N*) w położeniu  $\boldsymbol{x}_p = \boldsymbol{x}_p(x_{p1}, x_{p2}, x_{p3})$ . Obszar obliczeniowy pokryty jest siatką numeryczną  $(N_x \times N_y \times N_z)$  o równomiernym kroku przestrzennym *h*, a *i*-ta składowa wektora  $\alpha_p$  jest definiowana wyrażeniem ( $\boldsymbol{x}_p \in V_p$ ,  $|V_p| = h^3$ )

$$\alpha_i(\boldsymbol{x}_p) = \int_{V_p} \omega_i(x_1, x_2, x_3) \, d\boldsymbol{x} \approx h^3 \omega_i(\boldsymbol{x}_p) \tag{2.5}$$

W metodzie ViC modelowanie ewolucji struktur wirowych w przepływie lepkim prowadzone jest w dwóch etapach, stosując algorytm dekompozycji lepkościowej. W pierwszym kroku rozwiązywane jest równanie Eulera dla trójwymiarowego, nielepkiego przepływu, następnie uwzględnia się w obliczeniach człon lepkościowy.

Z teorii Helmholtza wynika, że w przepływie nielepkim wirowość unoszona jest przez ciecz, a zatem ewolucja położeń i intensywności cząstek wirowych odbywa się zgodnie z równaniami

$$\frac{d\boldsymbol{x}_p}{dt} = \boldsymbol{u}(\boldsymbol{x}_p, t) \qquad \quad \frac{d\boldsymbol{\alpha}_p}{dt} = [\nabla \boldsymbol{u}(\boldsymbol{x}_p, t)] \cdot \boldsymbol{\alpha}_p \tag{2.6}$$

Prawa strona równania  $(2.6)_2$ może być wyrażona na podstawie tożsamości wektorowej

$$(\boldsymbol{\omega}\cdot\nabla)\boldsymbol{u} = [\nabla\boldsymbol{u}]\cdot\boldsymbol{\omega} = [\nabla\boldsymbol{u}]^{\mathrm{T}}\cdot\boldsymbol{\omega} = \frac{1}{2}([\nabla\boldsymbol{u}]^{\mathrm{T}}+\nabla\boldsymbol{u})\cdot\boldsymbol{\omega}$$

W obliczeniach zastosowano wyrażenie ( $[\nabla u]^{\mathrm{T}} \cdot \omega$ ), ponieważ lepiej zachowuje niezmienniki ruchu dla przepływu nielepkiego [1], [8], [9]. W celu rozwiązania równania Poissona (2.3) intensywności cząstek  $\alpha_p$  są redystrybuowane na węzły siatki numerycznej (k, l, m), wykorzystując metodę "objętości węzła" [1], [9]

$$\omega_i^n(\boldsymbol{x}_{klm}) = \begin{cases} \frac{\sum_p \alpha_{p,(i)}^n \varphi_{klm}^n(\boldsymbol{x}_p)}{J_{klm}^n} & \text{dla} & J_{klm}^n \neq 0\\ 0 & \text{dla} & J_{klm}^n = 0 \end{cases}$$
(2.7)

gdzie człon  $J_{klm}^n = \sum_p h^3 \varphi_{klm}^n(\boldsymbol{x}_p)$  jest nazywany objętością węzła, a górny indeks *n* określa krok czasowy  $t^n = n \Delta t$ . Zastosowana metoda redystrybucji jest mniej czuła na położenie cząstki w oczku siatki numerycznej i lepiej

przeciwdziała samorzutnemu grupowaniu się cząstek wirowych w obszarach o dużych gradientach prędkości. Jako funkcję  $\varphi(x)$  wybrano trójwymiarową funkcję sklejaną trzeciego stopnia  $\varphi_{klm}(\boldsymbol{x}) = \varphi_k(x)\varphi_l(y)\varphi_m(z)$ . Jednowymiarowa funkcja sklejana trzeciego stopnia ma postać

$$\varphi(x) = \begin{cases} \frac{1}{2}|x|^3 - x^2 + \frac{2}{3} & \text{dla} \quad |x| < 1\\ -\frac{1}{6}|x|^3 + x^2 - 2|x| + \frac{4}{3} & \text{dla} \quad 1 \le |x| \le 2\\ 0 & \text{dla} \quad |x| > 2 \end{cases}$$
(2.8)

Wyznaczenie pola prędkości w przepływie lepkim w obecności ściany sztywnej (na której fizyczna wartość wektora prędkości wynosi zero) wymaga uzupełnienia równań Poissona (2.3) warunkami brzegowymi na trzy składowe potencjału wektorowego  $\boldsymbol{A}$ , które zapewniają bezźródłowość tego pola. Do obliczeń numerycznych wybrano następujący zestaw warunków brzegowych:

- składowe styczne wektora A na powierzchni ściany są równe zero:  $A_{st1} = A_{st2} = 0,$
- składowa normalna do powierzchni spełnia warunek:  $\partial A_n/\partial n = 0$ .

Taki wybór warunków brzegowych gwarantuje zerowanie się składowej normalnej prędkości u na ściance (warunek braku przenikania płynu przez ścianę), ale nie jej składowych stycznych. Aby wyzerować składowe styczne prędkości na ściance, generowana jest warstwa wirowa o cyrkulacji zapewniającej znikanie składowych stycznych ( $u_{st1} = u_{st2} = 0$ ).

W algorytmie dekompozycji lepkościowej, człon dyfuzyjny modelowany jest poprzez rozwiązanie równania dyfuzji

$$\frac{d\boldsymbol{\alpha}_p}{dt} = \nu \Delta \boldsymbol{\alpha}_p(\boldsymbol{x}_p) \tag{2.9}$$

W obliczeniach do modelowania członu dyfuzyjnego użyto metody wymiany intensywności cząstek [1], w której laplasjan po prawej stronie (2.9) zastępowany jest przez sumowanie po wszystkich cząstkach w przepływie

$$\nu \Delta \boldsymbol{\alpha}_{p}(\boldsymbol{x}_{p}) \cong \frac{\nu}{\sigma^{2}} \int [\boldsymbol{\alpha}(\boldsymbol{y}) - \boldsymbol{\alpha}(\boldsymbol{x})] \eta_{\sigma}(\boldsymbol{y} - \boldsymbol{x}) \, d\boldsymbol{y} \cong$$
$$\cong \frac{\nu}{\sigma^{2}} \sum_{q=1}^{N} (\boldsymbol{\alpha}_{q} - \boldsymbol{\alpha}_{p}) \eta \left(\frac{\boldsymbol{x}_{q} - \boldsymbol{x}_{p}}{\sigma}\right)$$
(2.10)

gdzie $\,\eta$ jest funkcją o nośniku ograniczonym

$$\eta(x) = \begin{cases} C \frac{1}{1+|x|^2} & \text{dla} & |x| \le 2\\ 0 & \text{dla} & |x| > 2 \end{cases}$$
(2.11)

Stała C = 0.269 została tak dobrana, aby metoda wymiany intensywności cząstek była rzędu drugiego.

Podsumowując, obliczenia w jednym kroku czasowym  $t^n$  przebiegały następująco [2], [9]:

- redystrybucja intensywności cząstek wirowych na węzły siatki numerycznej zgodnie z równaniem (2.7),
- rozwiązanie równania Poissona (2.3) z opisanymi warunkami brzegowymi na potencjał wektorowy oraz wyznaczenie w węzłach siatki pola prędkości z formuły (2.2),
- interpolacja prędkości z węzłów siatki na położenia cząstek wirowych z wykorzystaniem interpolacji Lagrange'a drugiego rzędu oraz wyznaczenie nowych pozycji cząstek zgodnie z równaniem (2.6)<sub>1</sub>, wykorzystując w tym celu metodę Rungego-Kutty drugiego rzędu,
- uaktualnienie intensywności cząstek w nowych położeniach zgodnie z równaniem  $(2.6)_2$ ,
- na podstawie wygenerowanego pola wektorowego A, ze zmodyfikowanej formuły Thoma obliczana jest intensywność dodatkowej warstwy wirowej powstającej na ścianie w celu zapewnienia warunku przylegania cieczy,
- efekt lepkościowy modelowano za pomocą metody wymiany intensywności cząstek (2.10) z funkcją obcięcia zadaną formułą (2.11).

To kończyło jeden krok czasowy.

### 3. Wyniki obliczeń numerycznych

Jako obszar obliczeniowy wybrano sześcian o wymiarach  $10 \times 10 \times 10$ pokryty prostokątną siatką o równomiernym kroku h = 0.1 w każdym kierunku (rys. 1a). Krok czasowy przyjęto  $\Delta t = 0.02$ . Pierścień wirowy został podzielony na 100 przekroi (rys. 1b), a w każdym przekroju rozmieszczono równomiernie 121 cząstek wirowych (rys. 1c). Finalnie, pojedynczy pierścień był aproksymowany 12100 cząstkami [2], [9].

W celu weryfikacji metody, w pierwszym etapie zamodelowano ruch nielepkiego pierścienia wirowego z okresowymi warunkami brzegowymi na potencjał wektorowy  $\boldsymbol{A}$  w celu porównania wartości prędkości translacji U otrzymanych w wyniku obliczeń numerycznych z formułą teoretyczną  $U_T$  [10] (gdzie a, R– wewnętrzny i zewnętrzny promień pierścienia,  $\Gamma$  – cyrkulacja)

$$U_T = \frac{\Gamma}{4\pi R} \left[ \ln\left(\frac{8R}{a}\right) - \frac{1}{4} \right]$$
(3.1)



Rys. 1. a) Obszar obliczeniowy z przykładowym pierścieniem wirowym; b) podział pierścienia na 100 przekroi; c) początkowy rozkład 121 cząstek wirowych w pojedynczym przekroju

Otrzymano bardzo dobrą zgodność wyników w szerokim zakresie parametrów  $a, R, \Gamma$ , które zestawiono w tabeli 1.

**Tabela 1.** Porównanie prędkości translacji z obliczeń numerycznych U z formułą analityczną (3.1)

a	R	Г	U	$U_T$
0.30	2.0	0.80	0.110	0.120
0.30	1.5	1.0	0.181	0.185
0.30	1.0	1.6	0.394	0.390
0.20	2.0	0.80	0.120	0.133
0.20	1.5	1.0	0.215	0.217
0.20	1.0	1.6	0.430	0.441

W kolejnym etapie zamodelowano zderzenie pierścienia wirowego ze ścianą sztywną. Przykładowe sekwencje kolejnych położeń pierścienia przedstawiono na rys. 2 i 3.

Na rysunku 2 pierścień wirowy poruszał się prostopadle w kierunku ściany sztywnej. Podczas zbliżania się do powierzchni, na skutek wytworzonego pola prędkości wynikającego z wzajemnej interakcji struktury wirowej i ściany, średnica zewnętrzna pierścienia ulegała powiększeniu przy jednoczesnym zmniejszaniu się jego średnicy wewnętrznej. Jest to efekt rozciągania struktury wirowej dobrze znany z prac eksperymentalnych [6], [7], [11]. Wraz z upływem czasu prędkość przemieszczenia się pierścienia malała, co wynikało z uwzględnienia w obliczeniach efektu lepkościowego. Warto podkreślić, że do momentu zakończenia obliczeń rozkład cząstek wirowych bardzo dobrze odtwarzał geometrię pierścienia. W trakcie obliczeń monitorowano zmiany intensywności



Rys. 2. Przykładowe wyniki obliczeń uzyskane dla prostopadłego zderzenia pierścienia wirowego ze ścianą sztywną (parametry pierścienia:  $a = 0.30, R = 1.5, \Gamma = 1.0, \nu = 0.001, \text{Re} = 1000$ ). Aproksymacja pierścienia wirowego zbiorem 12100 czastek wirowych

cząstek wirowych. Cząstki, których intensywności były mniejsze od chwilowej średniej wartości $\overline{\alpha(t)}$ 

$$\overline{\alpha(t)} = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{p} [\alpha_{p,1}^2(t) + \alpha_{p,2}^2(t) + \alpha_{p,3}^2(t)]}$$

zaznaczane były kolorem szarym, zaś o wartościach większych od  $\overline{\alpha(t)}$  – kolorem ciemnoszarym. Z zamieszczonej sekwencji slajdów na rys. 2 widać, że efekt ściskania linii wirowej najsilniej uwidacznia się w wewnętrznej części pierścienia. W tym obszarze linie wirowe ulegają ściskaniu i efekt stretchingu dominuje nad członem dyfuzyjnym w równaniu ewolucji wirowości.

Na rysunku 3 przedstawiono przykładowe zderzenie pierścienia wirowego ze ścianą sztywną dla początkowego kąta nachylenia pierścienia  $\beta = 45^{\circ}$ . Wraz z upływem czasu następuje deformacja struktury wirowej. Część pierścienia znajdująca się bliżej ściany szybciej ulega rozciągnięciu i spłaszczeniu. W obszarze tym silniej również uwidacznia się efekt dyfuzji pola wirowości. Inaczej zachowuje się część pierścienia, która początkowo była najbardziej oddalona od ściany, gdyż aż do zakończenia obliczeń (t = 20) pozostaje praktycznie niezdeformowana.



Rys. 3. Oddziaływanie pierścienia wirowego ze ścianką sztywną (przedstawiono izopowierzchnię stałej wirowości). Początkowy kąt nachylenia pierścienia  $\beta = 45^{\circ}$  (parametry pierścienia:  $a = 0.30, R = 1.5, \Gamma = 1.0, \nu = 0.001, Re = 1000$ )

#### 4. Podsumowanie

Zaprezentowane wyniki wskazują, że zaproponowane warunki brzegowe na potencjał wektorowy A pozwalają prawidłowo zamodelować oddziaływanie struktury wirowej ze ścianą sztywną. Warto odnotować fakt, że prosta modyfikacja tych warunków brzegowych umożliwia zamodelowanie oddziaływania struktury wirowej z powierzchnią poruszającą się z dowolnie zadaną prędkością styczną (warunek ruchomej ściany). W obliczeniach zastosowano, w celu redystrybucji intensywności cząstek wirowych na węzły siatki numerycznej, metodę "objętości węzła", która zapobiega samorzutnemu grupowaniu się cząstek wirowych w obszarach o wysokim gradiencie prędkości. Jest to niepożądane zjawisko, które może prowadzić do wzrostu błędu metody i w konsekwencji przerwania obliczeń.

Zaprezentowane wyniki wskazują, że trójwymiarowa metoda cząstek wirowych jest efektywnym i atrakcyjnym narzędziem do modelowania dynamiki struktur wirowych, nawet jeżeli do obliczeń wprowadzonych zostaje kilkanaście tysięcy cząstek wirowych.

Aproksymacja ciągłego pola wirowości dyskretnym rozkładem cząstek, niosących informację o trzech składowych pola wirowości, wymaga w trakcie procesu obliczeniowego stałej kontroli bezźródłowości pól: prędkości i wirowości. Wartości te w trakcie symulacji numerycznej zmieniały się w zakresie od  $10^{-4}$ do  $10^{-2}$  na końcu obliczeń.

## Bibliografia

- 1. COTTET G.-H., P. KOUMOUTSAKOS P., 2000, Vortex Methods: Theory and Practice, New York, Cambridge University Press
- KUDELA K., REGUCKI P., 2002, The vortex-in-cell method for the study of three-dimensional vortex structures. Tubes, sheets and singularities in fluid dynamics, series: *Fluid Mechanics and Its Applications*, Dordrecht, Kluwer Academic Publisher, **71**, 2002, 49-54
- LIM T.T., NICKELS T.B., 1995, Vortex rings, [In:] Fluid Vortices, series: Fluid Mechanics and Its Applications, Dordrecht, Green Sheldon I. (Ed.), Kluwer Academic Publisher
- 4. LIU CH.H., 2001, A three-dimensional vortex particle-in-cell method for vortex motions in the vicinity of a wall, Int. J. Num. Meth. Fluids, **37**, 501-523
- MARSHALL J.S., 2001, *Inviscid Incompressible Flow*, New York, John Wiley & Sons, Inc.
- MAXWORTHY T., 1977, Some experimental studies of vortex rings, J. Fluid Mech., 81, 3, 465-495
- ORLANDI P., VERZICCO R., 1993, Vortex rings impinging on walls: axisymmetric and three-dimensional simulations, J. Fluid Mech., 256, 615-646
- 8. QUARTAPELLE L., 1993, Numerical Solution of the Incompressible Navier-Stokes Equations, Birkhauser Verlag
- 9. REGUCKI P., 2003, Modelowanie przepływów trójwymiarowych metodami dyskretnych wirów, Rozprawa doktorska, Politechnika Wrocławska
- 10. SAFFMAN P.G., 1992, *Vortex Dynamics*, Cambridge, Cambridge University Press
- 11. VERZICCO R., ORLANDI P., 1994, Normal and oblique collisions of a vortex ring with a wall, *Meccanica*, **29**, 383-391

#### Numerical modelling of interaction of vortex structures with rigid wall using 3D "Vortex in Cell" method

#### Abstract

Vortex structures play fundamental role in fluid mechanics both in basic researches concerning e.g. transition to turbulence, mixing processes or eruption of boundary layer and in engineering problems like generation of lift force on airfoil or modeling of flow around rigid obstacles. In the context of above-mentioned applied issues the crucial role plays an interaction of three-dimensional vortex structures with fixed surfaces. In the paper there are presented numerical results of vortex ring evolution in vicinity of rigid wall. In order to model viscous flow an three dimensional "Vortex in Cell" method was used.

In the ViC method continuous field of vorticity is replaced by discrete distribution of vortex particles which carry information about three components of vorticity. Calculation are provided in vorticity  $\boldsymbol{\omega}$  and vector potential  $\boldsymbol{A}$  variables.

Results of numerical simulations show that the method is very effective in modeling of dynamics of vortex ring and boundary conditions posed on vector potential field A at the wall guarantee zero flux of fluid through the rigid surface.

Przedstawione wyniki zostały częściowo opracowane w ramach grantu KBN 4T10B05025

# WIZUALIZACJA TRÓJWYMIAROWEJ STRUKTURY WIROWEJ POWSTAJĄCEJ PRZY OPŁYWIE PIONOWEGO WALCA W PŁYTKIEJ WODZIE

KATARZYNA STRZELECKA HENRYK KUDELA Politechnika Wrocławska e-mail: katarzyna.strzelecka@pwr.wroc.pl; henryk.kudela@pwr.wroc.pl

Z literatury wiadomo, że struktura wirowa nad ścianką może prowadzić do erupcji warstwy przyściennej (np. [7]). Podobne zjawisko zaobserwowano za walcem ustawionym pionowo w płytkiej wodzie.

Badania dotyczące formowania się struktury wirowej za pionowym walcem przeprowadzono, wykorzystując wizualizację metodą barwnikową. Zaobserwowano reakcję tworzącej się w takich warunkach struktury z płaską ścianką (dnem tunelu wodnego). Doświadczenia przeprowadzono w tunelu wodnym. Pionowy walec o średnicy D = 14,65 mm odsunięto od wlotu do sekcji badawczej tak, aby mieć pewność, że profil prędkości w przestrzeni pomiarowej jest uformowany.

Dotychczasowe badania opływu pionowego walca prowadzone były dla stosunkowo małych wartości  $h_w/D$ , gdzie  $h_w$  jest wypełnieniem wody w sekcji badawczej, np.  $h_w/D \ll 1$  [2] czy  $h_w/D = 0.5$ ; 1; 2 [1].

Badania prezentowane w artykule przeprowadzono dla  $h_w/D$  z zakresu 1,43 ÷ 4,78 dla różnych wartości prędkości średniej w sekcji badawczej i w przybliżeniu stałej wartości liczby Reynoldsa obliczanej w oparciu o wymiar  $h_w$ . Zaobserwowano formowanie się trójwymiarowej struktury wirowej tuż za walcem. Zauważono, że struktura ta podrywa barwnik z obszaru warstwy przyściennej, a jej rozmiar, kształt i ewolucja zależą od bezwymiarowego wypełnienia tunelu  $h_w/D$ .

#### 1. Wprowadzenie

Dotychczasowe badania dotyczące opływu walca ustawionego pionowo w przepływie wody prowadzono dla stosunkowo małych wartości  $h_w/D$  ( $h_w$  jest głębokością wody w sekcji badawczej tunelu), np.  $h_w/D \ll 1$  [2]

czy  $h_w/D = 0.5$ ; 1; 2 [1]. Chen i Jirka [2] przeprowadzili obszerne badania doświadczalne dla przypadku, gdy średnica walca była znacznie większa od głębokości wody. Opisali oni trzy podstawowe modele przepływu: schodzenie wirów typu Karamana, niestabilne i stabilne pęcherze wirowe. Akilli i Rockwell [1] wykorzystali w badaniach zarówno wizualizację metodą barwnikową, jak i PIV (*Particie Image Velocimetry*). Przedstawili oni wyniki wizualizacji tworzenia się struktury wirowej za pionowym walcem dla stosunkowo niewielkich wartości prędkości w sekcji badawczej od  $u_{min} = 20,0 \text{ mm/s}$ do  $u_{max} = 25,0 \text{ mm/s}$ . Skutkowało to liczbą Reynoldsa (obliczana w oparciu o wypełnienie wody w sekcji badawczej: Re  $= uh_w/\nu$ ) od około Re<sub>min</sub> = 500 do około Re<sub>max</sub> = 2500.

Zarówno autorzy wspomniani powyżej, jaki inni, którzy zajmowali się zaganianiem opływu pionowego walca (np. [3]-[5]) nie poświęcali uwagi oddziaływaniu tworzącej się w takich warunkach struktury wirowej z warstwą przyścienną.

W celu zgłębienia zjawisk towarzyszących procesowi formowania się i ewolucji struktury wirowej za pionowym walcem, w szczególności interakcji tej struktury wirowej z warstwą przyścienną, autorzy artykułu zdecydowali się przeprowadzić dodatkowe badania dla  $h_w/D = 1,43 \div 4,78$ . Prędkość średnia w obszarze sekcji badawczej wynosiła od u = 6,00 mm/s do u = 35,0 mm/s, a liczba Reynoldsa w każdym przypadku wynosiła około Re = 440, przy czym Re =  $uh_w/\nu$ .

#### 2. Stanowisko badawcze

Doświadczenia przeprowadzono w tunelu wodnym. Schemat stanowiska badawczego pracującego w układzie zamkniętym przedstawiono na rys. 1. W razie potrzeby część lub cała masa wody z systemu może być wymieniona na czystą. Ma to szczególne znaczenie w przypadku badań wizualizacyjnych prowadzonych metodą barwnikową ze względu na stopniową utratę kontrastu na uzyskiwanych obrazach.

Woda jest pompowana ze zbiornika dolnego (ZD) przez jedną, dwie lub trzy pompy (P<sub>1</sub>, P<sub>2</sub>, P<sub>3</sub>) – zależnie od wymaganej objętości strumienia, następnie przepływa przez filtr (F) i rotametr (R) (układ jest wyposażony w cztery rotametry o zakresach pomiarowych odpowiednio:  $R_1 \rightarrow 2 \div 191/h$ ,  $R_2 \rightarrow 18 \div 1801/h$ ,  $R_3 \rightarrow 170 \div 17001/h$ ,  $R_4 \rightarrow 1500 \div 150001/h$ ), naczynie przeponowe (NP) tłumiące pulsacje ciśnienia i zawór regulacyjny (ZR) do kolektora włotowego (KW). Aby uniknąć dodatkowych zaburzeń, rura zasilająca


Rys. 1. Schemat stanowiska badawczego

kolektor wlotowy jest na końcu perforowana i umieszczona głęboko wewnątrz tego kolektora.

Rotametry pełnią jedynie rolę wskaźników. Dokładny strumień objętości jest wyznaczany metodą masową. Dla małych wartości strumienia objętości woda ze zbiornika dolnego (ZD) przepływa do zbiornika górnego (ZG), w którym poziom stabilizowany jest przelewem, dalej płynie przez rotametr (R) i zawór regulacyjny (ZR) do kolektora włotowego (KW). Następnie wpływa do sekcji uspokajania przepływu składającej się z dwóch pakietów rurek o średnicy 5 mm oraz dyszy Witoszyńskiego, za którą uzyskuje się prostokątny profil prędkości. Długość każdego pakietu rurek została wyznaczona zgodnie z PN-EN ISO5167-1:2005.

Po pokonaniu tego odcinka, woda jest wprowadzana do sekcji badawczej zbudowanej z pleksi, której wymiary wynoszą: głębokość 100 mm, szerokość 100 mm, długość 2000 mm. Następnie woda przepływa do kolektora odpływowego (KO), zbiornika mierniczego (ZM) ustawionego na wadze (W) – celem wyznaczenia strumienia objętości metodą masową, a stąd do zbiornika dolnego (ZD).

Wizualizację powstawania struktury wirowej za walcem ustawionym pionowo w płytkiej wodzie przeprowadzono metoda barwnikową. Aby zapewnić w pełni uformowany profil prędkości, walec (o średnicy D = 14,65 mm) umieszczono w odległości 1000 mm od wlotu do sekcji badawczej. Schemat sekcji badawczej do doświadczeń w płytkiej wodzie ( $h_w$  – głębokość wody) przedstawiono na rys. 2. Barwnik jest wprowadzany do przepływu z podstawy walca za pomocą pompy infuzyjnej. Sposób dozowania barwnika zaprezentowano schematycznie na rys. 3.



Rys. 2. Schemat sekcji badawczej do doświadczeń w płytkiej wodzie: a) widok z góry, b) widok z boku



Rys. 3. Schemat sposobu dozowania barwnika

### 3. Wyniki badań wizualizacyjnych

Obserwacje procesu formowania się struktury wirowej pomiędzy powierzchnią swobodną a dnem tunelu prowadzono, stosując wizualizację metoda barwnikową. Doświadczenia przeprowadzono dla różnych wartości bezwymiarowego wypełnienia tunelu  $h_w/D$  z zakresu 1,43 ÷ 4,78 oraz stałej liczby Reynoldsa obliczanej na podstawie głębokości wypełnienia. Parametry hydrodynamiczne, dla których prowadzono doświadczenia, zamieszczono w tabeli 1.

$h_w/D$ [-]	u [mm/s]	Re [-]
1,43	20,0	
2,05	14,0	
2,80	10,2	440
4,44	6,45	
4,78	6,00	

Tabela 1. Parametry hydrodynamiczne przepływu

Dla wszystkich analizowanych obrazów dla stosunkowo małych wartości bezwymiarowej głębokości  $h_w/D = 1,43$ ; 2,05 (przedstawionych na rys. 4) barwnik szybko rozpływa się po dnie tunelu w obszarze sekcji badawczej. Natychmiast po uformowaniu się struktury wirowej, barwnik jest porywany z obszaru dna i prowadzony w kierunku prostopadłym do dna tunelu. Następnie jest on zawijany w kierunku walca, uwidaczniając tworzącą się pomiędzy powierzchnią swobodną i dnem tunelu wodnego strukturę wirową. Struktura wirowa jest rozciągnięta pomiędzy zwierciadłem cieczy i powierzchnią dna, co można dostrzec po lewej stronie każdego z prezentowanych obrazów.



Rys. 4. Przykładowe obrazy obszaru za walcem, widok z boku: a)  $h_w/D = 1,43$  – tworzenie struktury wirowej, b), c)  $h_w/D = 1,43$  – ewolucja struktury wirowej, d)  $h_w/D = 2,05$  – tworzenie struktury wirowej, e), f)  $h_w/D = 2,05$  – ewolucja struktury wirowej

Widać wyraźnie, że barwnik jest gwałtownie zabierany z dna (np. rys. 4d), następnie przemieszczany do wnętrza struktury wirowej. Wskazuje to, że tworząca się w takich warunkach struktura wirowa oddziałuje na warstwę przyścienną za pionowym walcem.

Powstanie trójwymiarowej pionowej (prostopadłej do przepływu) struktury wirowej najprawdopodobniej inicjowane jest przez wiry tworzące się na powierzchni swobodnej. Wiry te wyraźnie widać na przedstawionych zdjęciach. Ciśnienie w środku wirów, ze względu na wzrost prędkości, jest mniejsze niż ciśnienie przy dnie. Gradient ciśnienia pomiędzy dnem i powierzchnią swobodną wywołuje erupcję warstwy przyściennej. Jeżeli głębokość  $h_w$  jest dostatecznie mała, to wir zajmuje całą głębokość (np. rys. 4f). Przy większej głębokości  $h_w$ może się tworzyć wirowa struktura komórkowa (kolumna wirowa). W przypadku analizowanych obrazów dla  $h_w/D = 1,43$ ; 2,05, struktura wirowa jest formowana, następnie traci swój symetryczny kształt, po czym natychmiast się odbudowuje i powraca do symetrii. Nici barwnika są wyciągane z wnętrza struktury wirowej w kierunku prostopadłym do osi walca, po czym barwnik ten jest porywany i wprowadzany do przepływu głównego. Proces ten przedstawiono także na rys. 5 w widoku z góry dla  $h_w/D = 1,43$ .



Rys. 5. Przykładowe obrazy obszaru za walcem, widok z góry: a)  $h_w/D = 1,43$  – tworzenie struktury wirowej, b), c)  $h_w/D = 1,43$  – ewolucja struktury wirowej

Dla najmniejszej prezentowanej wartości bezwymiarowego wypełnienia  $h_w/D = 1,43$  struktura wirowa "przykleja się" do tylnej części walca (rys. 4a-c). Zbliża się ona do walca, traci symetrię, po czym się odbudowuje. Można w tym przypadku wyróżnić dwa obszary: pierwszy (tuż pod powierzchnią swobodną) – w którym barwnik obraca się, drugi (pomiędzy dnem i w przybliżeniu połową wypełnienia) – w którym pełznie po ścianie walca w dół. Barwnik nie rozpływa się na znaczną odległość po dnie tunelu, jest porywany ku górze, wprowadzany do struktury wirowej, a stąd wyrzucany do przepływu głównego.

W przypadku  $h_w/D = 2,05$  zaobserwowano strukturę wirową o dużej średnicy. Tym razem jest ona rozciągnięta od dna aż do powierzchni swobodnej, spłaszczona przez zwierciadło wody.

Dalszy wzrost bezwymiarowego wypełnienia tunelu (rys. 6) skutkuje tym, że barwnik rozpływa się na znaczną odległość po powierzchni dna w kierunku przepływu głównego. Nie jest już porywany z obszaru dna i wprowadzany do struktury wirowej, a dalej do przepływu głównego tak intensywnie. Struktura wirowa rozciąga się od dna do swobodnego zwierciadła cieczy jedynie dla  $h_w/D = 2.8$  (rys. 6a-c), dla większych wartości  $h_w/D$  zajmuje już znacznie mniejszy obszar.

Dla  $h_w/D = 4,44$  i 4,78 barwnik nadal obraca się w kierunku cylindra i spływa po jego tylnej ścianie. Struktura wirowa jest zlokalizowana bliżej dna, ale wciąż porywa barwnik z obszaru warstwy przyściennej (np. rys. 6 e-f).



Rys. 6. Przykładowe obrazy obszaru za walcem, widok z boku: a)  $h_w/D = 2,80$  – tworzenie struktury wirowej, b), c)  $h_w/D = 2,80$  – ewolucja struktury wirowej, d)  $h_w/D = 4,44$  – tworzenie struktury wirowej, e), f)  $h_w/D = 4,44$  – ewolucja struktury wirowej, g)  $h_w/D = 4,78$  – tworzenie

(e), (i)  $h_w/D = 4,44$  – ewolucja struktury wirowej, (g)  $h_w/D = 4,78$  – tworzenie struktury wirowej, (h), (i)  $h_w/D = 4,78$  – ewolucja struktury wirowej

Mechanizm przemieszczania znacznika z dna tunelu wodnego do przepływu głównego pozostaje taki sam niezależnie od bezwymiarowego wypełnienia  $h_w/D$  czy prędkości średniej w obszarze sekcji badawczej.

#### 4. Podsumowanie

Przeprowadzono badania wizualizacyjne metodą barwnikową tworzenia się i ewolucji struktury wirowej za walcem w płytkiej wodzie. Obserwacje prowadzono dla różnych wartości bezwymiarowego wypełnienia tunelu wodnego  $h_w/D$  i różnych prędkości średnich w sekcji badawczej, utrzymując stałą wartość liczby Reynoldsa Re = 440 (obliczanej w oparciu o  $h_w$ , Re =  $uh_w/\nu$ ).

Wyróżniającą cechą prezentowanego przepływu w płytkiej wodzie jest powstanie trójwymiarowej pionowej struktury wirowej (prostopadłej do przepływu), najprawdopodobniej inicjowane przez wiry tworzące się na powierzchni swobodnej. Dochodzi do poderwania barwnika z dna tunelu i wprowadzenia go do wnętrza struktury wirowej obracającej się w kierunku pionowo ustawionej przeszkody (cylindra).

Zaobserwowano, że barwnik szybko rozpływa się po dnie tunelu w obszarze sekcji badawczej, po uformowaniu się struktury wirowej jest on porywany z obszaru dna i przenoszony w kierunku równoległym do osi walca. Następnie jest on zawijany w kierunku walca, uwidaczniając tworzącą się strukturę wirową.

Mechanizm przemieszczania znacznika z dna tunelu wodnego do przepływu głównego pozostaje taki sam niezależnie od bezwymiarowego wypełnienia  $h_w/D$  czy prędkości średniej w obszarze sekcji badawczej. Zmienia się jednak wielkość i kształt struktury wirowej oraz intensywność przemieszczania barwnika z obszaru położonego przy dnie do przepływu głównego.

Dla wystarczająco małej wartości bezwymiarowego wypełnienia tunelu  $(h_w/D = 1.43 \div 2.80)$  obserwowana struktura wirowa rozciąga się na całej odległości od dna do powierzchni swobodnej, a barwnik jest przenoszony do przepływu głównego bardzo intensywnie. Wzrost  $h_w/D$  powoduje, że struktura wirowa zajmuje mniejszy obszar pomiędzy dnem a zwierciadłem wody, a barwnik nie jest tak intensywnie przez nią porywany.

#### Bibliografia

- AKILLI H., ROCKWELL D., 2002, Vortex formation from a cylinder in shallow water, *Phys. Fluids*, 14, 2957-2967
- CHEN D., JIRKA G.H., 1995, Experimental study of plane turbulent wakes in a shallow water layer, *Fluid Dyn. Res.*, 16, 11-41
- 3. CHEN D., JIRKA G.H., 1997, Absolute and convective instabilities of plane turbulent wakes in a shallow water layer, *J. Fluid Mech.*, **338**, 157-172
- FU H., ROCKWELL D., 2005, Shallow flow past a cylinder: control of the near wake, J. Fluid Mech., 539, 1-24
- KAHRAMAN A., SAHIN B., ROCKWELL D., 2002, Control of vortex formation from a vertical cylinder in shallow water: Effect of localized roughness elements, *Exp. Fluids*, 33, 54-65

- 6. PN-EN ISO5167-1:2005 Pomiary strumienia płynu za pomocą zwężek pomiarowych wbudowanych w całkowicie wypełnione rurociągi o przekroju kołowym. Część 1. Zasady i wymagania ogólne
- SEAL C.V., SMITH C.R., 1999, Visualization of a mechanism for threedimensional interaction and near-wall eruption, J. Fluid Mech., 394, 193-20

#### Visualisation of three-dimensional vortex structure forming behind a vertical cylinder in shallow water flow

#### Abstract

The vortex structure above the flat plate can lead to eruption of a boundary layer (e.g. [7]). It seems that similar phenomenon was observed behind a vertical cylinder in shallow water. Vortex formation from a vertical cylinder was investigated using visualization by dye marker. Its reaction with the flat plate (water channel bottom) was observed. Experiments were conducted in a water channel equipped with settling reservoir and two packets of drinking straws. The main test section is 100 mm in depth, 100 mm in width and 2000 mm in length. The entrance to the test section. The vertical cylinder D = 14,65 mm in diameter was separated from the entrance to the test section and located at a distance of 1000 mm from it to ensure the fully formed velocity profile.

Previous investigations of flow past a vertical cylinder in shallow water were carried out for low values of  $h_w/D$ , where  $h_w$  is the water depth in the test section, e.g.  $h_w/D = 0.5$ ; 1; 2 [1]. The present research was conducted for  $h_w/D$  changing in the range of  $1.43 \div 4.78$  for various mean velocity in test section and approximately constant Reynolds number. Formation of a three-dimensional horizontally oriented vortex in the near-wake region was observed by dye visualization. It was noticed that the size, shape and evolution of this vortex structure depend on  $h_w/D$  and mean velocity.

# Rozdział V

# Loty w trudnych warunkach atmosferycznych i symulatory lotu

### SYMULATORY DIAGNOSTYCZNE W SZKOLENIU PERSONELU LOTNICZEGO

RAFAŁ BIEŃCZAK, ANDRZEJ KOMOREK, ANDRZEJ RYPULAK

Wyższa Szkoła Oficerska Sil Powietrznych, Wydział Lotnictwa, Dęblin e-mail: andrzej.rypulak@wsosp.deblin.pl

#### DARIUSZ KARCZMARZ, PRZEMYSŁAW MĄDRZYCKI, WOJCIECH PUCHALSKI

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Zakład Systemów Szkolenia i Systemów Dowodzenia, Warszawa; e-mail: przemysław.madrzycki@itwl.pl

Szkolenia techniczne personelu lotniczego od zarania lotnictwa prowadzone są według ustalonego schematu: pierwszy etap to szkolenie teoretyczne obejmujące budowę, zasadę działania urządzeń, systemów oraz zasad ich eksploatacji, a następnie etap szkolenia praktycznego realizowany w oparciu o samoloty i śmigłowce, często znajdujące się w bieżącej eksploatacji.

Symulatory diagnostyczne umożliwiają realizację szkolenia praktycznego bez konieczności dysponowania rzeczywistym statkiem powietrznym. Upraszcza to proces logistycznego zabezpieczenia zajęć, powoduje znaczne obniżenie kosztów szkoleń oraz zwiększa ich efektywność, gdyż na rzeczywistym statku powietrznym nie można wykonywać szeregu czynności możliwych do wykonania na symulatorze.

Symulatory diagnostyczne pojawiły się w wysoko rozwiniętych krajach stosunkowo niedawno (wiele lat po pierwszych symulatorach lotu) i są obecnie coraz częściej wykorzystywane zarówno w lotnictwie wojskowym, jak i cywilnym.

Polskie lotnictwo wojskowe do niedawna nie dysponowało żadnym symulatorem tego typu. Pierwszym był symulator przeznaczony do szkolenia personelu technicznego samolotu F-16 MSAMT (*Modular Simulated Aircraft Maintenance Trainer*), który został dostarczony do WSOSP w Dęblinie wraz z zakupem samolotów F-16.

W artykule przedstawiono symulatory diagnostyczne użytkowane w różnych krajach, ich wykorzystanie w procesie praktycznego szkolenia personelu lotniczego, a także budowany przez konsorcjum WSOSP-ITWL symulator dla samolotu M-28.

#### 1. Przeznaczenie i rodzaje symulatorów diagnostycznych

Duży nacisk na bezpieczeństwo lotów oraz konieczność obniżenia kosztów szkolenia spowodował rozwój urządzeń symulujących lot, w których piloci mogą ćwiczyć swoje umiejętności praktyczne. Należy zaznaczyć, iż dosyć długo symulatory lotnicze zaspokajały wyłącznie potrzeby szkolenia pilotów, a ich wykorzystanie do szkolenia personelu technicznego było sporadyczne.

Personel techniczny szkolił się z wykorzystaniem rzeczywistych statków powietrznych (SP), zarówno wycofanych z eksploatacji, jak również wykorzystywanych do lotów, lecz czasowo przeznaczonych do szkolenia.

Szkolenie techników z wykorzystaniem sprzętu lotniczego odsuniętego czasowo od lotów ma szereg mankamentów. Jest drogie, gdyż odsunięty od lotów statek powietrzny nie mże być wykorzystywany do wykonywania zadań, do których jest przeznaczony, a jednocześnie wymaga wykonywania kosztownej obsługi.

Wykorzystując do szkolenia sprawny SP, nie można wykonać wielu czynności szkoleniowych wymagających demontażu przyrządów czy podzespołów samolotu. Nie jest również możliwe zasymulowanie uszkodzeń, tak jak to ma miejsce w przypadku szkolenia personelu latającego z wykorzystaniem symulatorów.

Nie bez znaczenia jest również fakt, że w miejscu wykonywania pracy personel techniczny nie zawsze posiada ciągły kontakt z obsługiwanym samolotem czy śmigłowcem, co powoduje nieprzewidziane przerwy w szkoleniu. Okazuje się wówczas, że symulatory można znakomicie wykorzystać celem samokształcenia lub przypomnienia zasad wykonywania czynności obsługowych, nawet w przypadku braku rzeczywistego statku powietrznego.

Wszystkie te przyczyny wręcz wymusiły konieczność skonstruowania symulatora diagnostycznego przeznaczonego do szkolenia personelu technicznego.

Nie oznacza to jednak, że symulatory mogą całkowicie zastąpić szkolenie praktyczne na rzeczywistym sprzęcie, w rzeczywistych warunkach występujących w hangarze i na lotnisku. Podsumowując, system szkolenia techników składa się z trzech głównych etapów: szkolenia teoretycznego, szkolenia symulatorowego oraz szkolenia na rzeczywistym SP (rys. 1).

Obecnie można wyróżnić dwa podstawowe rodzaje symulatorów statków powietrznych przeznaczonych do szkolenia techników:

- symulator wykonany w postaci kabiny statku powietrznego (*Hardware* Based Trainer HBT),
- wirtualny symulator diagnostyczny (Virtual Maintenance Trainer VMT).



Rys. 1. System szkolenia personelu technicznego

Symulatory klasy HBT są zwykle wykonane z wykorzystaniem wycofanego z eksploatacji statku powietrznego. Nie posiadają komputerowego sterowania ani możliwości symulacji. Umożliwiają użytkownikowi bezpośrednią interakcję z rzeczywistymi urządzeniami, elementami sterującymi i kontrolnymi statku powietrznego. Użytkownik ma możliwość nauczenia się procedur obsługowych oraz podstawowych sprawdzeń urządzeń i systemów. Przykładem takiego symulatora jest *Chinook Avionics Trainer* dedykowany dla śmigłowca CH-47F (rys. 2), który umożliwia szkolenie techników obsługujących systemy awioniczne śmigłowca.



Rys. 2. *Hardware Based Trainer* do szkolenia personelu technicznego na śmigłowiec CH-47F

Wirtualne symulatory diagnostyczne (VMT) wykorzystują w niewielkim stopniu rzeczywiste elementy statku powietrznego, natomiast w coraz szerszym osiągnięcia technologii wirtualnych. Umożliwiają nie tylko szkolenie w zakresie procedur obsługowych, ale również usuwanie uszkodzeń urządzeń lub systemów.

Jednym z pierwszych symulatorów tej klasy był skonstruowany w latach 90. XX w. symulator samolotu F-16 wykorzystywany w ośrodkach szkolenia personelu technicznego armii Stanów Zjednoczonych (rys. 3).



Rys. 3. Symulator diagnostyczny samolotu F-16

Symulator umożliwia trening procedur uruchamiania urządzeń i systemów samolotu F-16, wykonywania czynności obsługowych, a także symulowanie typowych uszkodzeń.

W ostatnich latach, dzięki żywiołowemu rozwojowi elektroniki oraz sposobów wizualizacji, zrealizowano szereg symulatorów obsługowych dedykowanych następującym typom statków powietrznych: F-16, F-18, C-17, B-2, F-22, Mirage-2000, Tiger.

W ich skład wchodzi replika kabiny statku powietrznego (rys. 4) lub wirtualna kabina wykonana z wykorzystaniem kilku monitorów, na których zobrazowane są tablice przyrządów oraz pulpity umieszczone w taki sposób, by maksymalnie wiernie odzwierciedlić kabinę statku powietrznego. Można również spotkać symulator z kabiną wykonaną w technologii mieszanej z wykorzystaniem obydwu metod.

Polskie lotnictwo wojskowe do niedawna nie dysponowało żadnym symulatorem do szkolenia personelu technicznego. Pierwszym był symulator przeznaczony do szkolenia personelu technicznego samolotu F-16 MSAMT (*Modular Aircraft Maintenance Trainer*), który został dostarczony do WSOSP w Dęblinie wraz z zakupem samolotów F-16 (rys. 5).



Rys. 4. Symulator VMT samolotu F/A-18E/F (Integrated Virtual Ennvironment Maintenance Trainer – IVEMT)



Rys. 5. Symulator VMT samolotu F-16 (Modular Simulated Aircraft Maintenance Trainer – MSAMT)

System ten zapewnia nowej generacji szkolenie personelu technicznego w oparciu o kompleksowe i interaktywne rozwiązania wirtualne. Zasadnicze moduły szkoleniowe pozwalają na poznanie systemów hydraulicznego i pneumatycznego (*Pneumatic/Hydraulic System –* PHS), elektrycznego (*Electrical Power System –* EPS), klimatyzacyjnego (*Environmental Control System –* ECS) oraz napędowego (*Propulsion System Trainer –* PST) wraz z podsystemem uruchamiania silnika (*Engine Start System –* ESS). System składa się z dwóch zasadniczych części:

- stanowiska instruktora,
- stanowiska słuchacza.

Każde stanowisko wyposażone jest w komputer PC, dwa monitory i urządzenia peryferyjne. Stanowisko instruktora wyposażone jest dodatkowo w dwa projektory z przełącznikami wyboru źródła wejściowego (lewy i prawy monitor instruktora i słuchacza). Obraz generowany przez rzutniki jest prezentowany pozostałym słuchaczom, którzy biorą udział w zajęciach, i na jego podstawie instruktor wyjaśnia, co w danym momencie jest realizowane przez słuchaczy przy stanowisku słuchacza.

Z wykorzystaniem MSAMT można realizować następujące zadania:

- przygotowanie lekcji,
- prowadzenie wykładu w oparciu o przygotowaną lekcję,
- przeprowadzenie treningu obsługi i sprawdzenia zainstalowanych podsystemów,
- przeprowadzenie analizy i usuwanie usterek.

Symulator diagnostyczny samolotu F-16 pozwala prowadzić dwa rodzaje zajęć:

- teoretyczne uzupełniające wiedzę słuchaczy,
- praktyczne podczas których słuchacze w sposób wirtualny dokonują uruchomienia systemów, obsługują elementy sterowania, otwierają i zamykają luki techniczne, dokonują pomiarów oraz usuwają symulowane usterki.

# 2. Symulator diagnostyczny samolotu M-28

Od 4 lat w Wyższej Szkole Sił Powietrznych w Dęblinie jest wdrażany i wykorzystywany e-learningowy system szkoleniowy SOWA, stworzony przez Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych we współpracy z wykładowcami z WSOSP. Obecnie jest w nim osadzony materiał dotyczący 2 typów statków powietrznych – samolotu M-28 oraz śmigłowca W-3. System ten spotkał się z bardzo pozytywnymi opiniami osób szkolonych oraz kadry nauczycielskiej. Rosnące zainteresowanie nowoczesnymi metodami szkoleniowymi oraz bardzo pozytywne opinie użytkowników systemu e-learningowego spowodowały opracowanie koncepcji zwiększenia możliwości szkoleniowych. Służyć temu ma nowy symulator diagnostyczny opracowany w technologii wirtualnej. Założeniem symulatora jest, aby w sposób wirtualny obrazował on statek powietrzny i jego kokpit oraz podstawowe elementy techniczne, jak również często występujące uszkodzenia i ich objawy. Osoba szkolona powinna być w stanie wykonać te same czynności diagnostyczne wymagane podczas obsługi, jak w przypadku rzeczywistego samolotu. Symulator powinien umożliwiać pracę w dwóch trybach:

- praca bez uszkodzeń,
- praca z uszkodzeniami.

Pierwszy tryb (praca bez uszkodzeń) jest przeznaczony do ćwiczenia przez szkolonego wykonywania kolejnych czynności sprawdzających, w kolejności przewidzianej przez procedury obsługi przedlotowej. W początkowym etapie szkolenia możliwe jest zastosowanie podpowiedzi, aby ułatwić szkolonemu naukę. Drugi tryb pracy (praca z uszkodzeniami) jest przeznaczony do ćwiczenia umiejętności diagnozowania często występujących w samolocie M-28 uszkodzeń. Szkolony powinien potrafić określić typ uszkodzenia, które jest sygnalizowane przez nieprawidłowe działanie danego wskaźnika (lub wskaźników) oraz zaproponować możliwości usunięcia usterki. Cały proces nauki jest monitorowany przez instruktora, dzięki czemu ma on wgląd w to, czy kolejne czynności diagnostyczne zostały wykonane w odpowiedni sposób oraz we właściwej kolejności.

### 2.1. Struktura funkcjonalna symulatora

Z uwagi na postawione wymagania dla symulatora diagnostycznego, takie jak:

- symulator realizowany dla statku powietrznego M-28 (wybrana wersja),
- statek powietrzny odwzorowany w środowisku wirtualnym,
- kadłub samolotu wykonany w trójwymiarowej (3D) technologii graficznej,
- odwzorowane wnętrze kabiny z przyrządami pokładowymi, organami sterowania i włącznikami poszczególnych systemów,
- interaktywne elementy sterowania i włączniki,
- w symulatorze zawarta baza typowych uszkodzeń, jakie wystąpiły na samolocie M-28 wraz z ich objawami i wizualizacją,
- w symulatorze zawarta logika ścieżki diagnostycznej (Uszkodzenie  $\rightarrow$  Objawy  $\rightarrow$  Sygnalizacja  $\rightarrow$  Detekcja  $\rightarrow$  Identyfikacja  $\rightarrow$  Usunięcie),
- symulator diagnostyczny będzie narzędziem przeznaczonym do kształcenia personelu latającego i technicznego w Wyższej Szkole Oficerskiej Sił Powietrznych w Dęblinie,

została stworzona struktura funkcjonalna symulatora diagnostycznego pokazana na rysunku 6.



Rys. 6. Struktura funkcjonalna symulatora diagnostycznego

Z uwagi na rolę symulatora diagnostycznego, który ma wspomagać kształcenie kadry technicznej, w symulatorze przyjęto rozwiązania skalowalne, umożliwiające rozwijanie i rozbudowę programową symulatora. Aby sprostać tak przyjętym wymaganiom, dobrano odpowiednią infrastrukturę techniczną umożliwiającą realizację wyżej wymienionych funkcji. Na obecnym etapie została zamknięta struktura techniczna symulatora, natomiast w trakcie realizacji są moduły programowe, takie jak wykonywany w technologii 3D kadłub samolotu Bryza M-28, wnętrze kabiny oraz poszczególne elementy konstrukcji.

#### 2.2. Struktura techniczna symulatora

Struktura techniczna symulatora została dobrana tak, aby dawała możliwość uzyskania funkcjonalności opisanej w poprzednim rozdziale. W doborze odpowiedniego środowiska sprzętowo-programowego w początkowym etapie prac przeprowadzono analizę procesów systemowych, podział zadań dla poszczególnych stanowisk komputerowych, jak również określenie podstawowych modułów programowych. Umożliwiło to określenie założeń na zakup sprzętu komputerowego i oprogramowania potrzebnego do wytworzenia programowych modułów użytkowych. W rezultacie, pomimo znacznie większych możliwości technicznych niektórych stanowisk komputerowych, obniżyły się planowane koszty eksploatacji całego symulatora diagnostycznego, uzyskano również większą uniwersalność całego systemu. Ogólna struktura techniczna została przedstawiona na rysunku 7 – nie jest ona pełna, wizualizuje tylko główne rozwiązania w dowiązaniu do funkcjonalności przedstawionej na rysunku 6.



Rys. 7. Ogólna struktura techniczna prezentowanego symulatora diagnostycznego samolotu M-28

Symulator diagnostyczny został zrealizowany w oparciu o komputery klasy PC. Stacje komputerowe dobrano wydajnościowo w ten sposób, aby była możliwość zrealizowania pełnej funkcjonalności w środowisku graficznym. Punktem odniesienia przy wyborze było określenie maksymalnej niezbędnej wydajności przypadającej na każde stanowisko komputerowe. Z uwagi na to, iż środowisko symulatora diagnostycznego ma być środowiskiem skalowalnym, uwzgledniającym modernizację symulatora i rozszerzenie o nowe funkcje, przyjęto jako element wymiany informacji sieć ETHERNET. Dokładne odwzorowanie kokpitu wybranej wersji samolotu M-28 zapewniają panele dotykowe zorganizowane we wspólnej przestrzeni imitującej kokpit, z dokładnością przyjętą na potrzeby symulatora diagnostycznego. Wymienione uwarunkowania wymusiły zastosowanie sześciu stacji roboczych imitujących kokpit samolotu. Zastosowane środowisko wizualizacji 3D powoduje, iż największe obciążenie przejmuje karta graficzna, następnie procesor. Stąd większość zadań programowych realizują stacje komputerowe PC, sieć komputerowa zabezpiecza przepływ informacji konfiguracyjnej pomiędzy stacjami komputerowymi. Aby informacja była płynna i na bieżąco aktualizowana, wykorzystano dla wszystkich stanowisk komputerowych konfigurację oprogramowania klient-serwer. Pozostałe stanowiska (stanowisko kadłuba i instruktora) są stanowiskami o mniejszej złożoności technicznej, a co z tym związane, również z prostszym i nie tak wymagającym zakresem funkcjonalności. Stąd stanowisko instruktora zrealizowano w oparciu o komputer PC wraz z dwoma monitorami LCD. Stanowisko

kadłuba posiada również swój komputer klasy PC z wielkoekranowym monitorem LCD, pozwalający wizualizować kadłub samolotu o wybranej dokładności potrzebnej do szkolenia. Cały obszar obejmujący kokpit samolotu M-28 został podzielony na podobszary, a każdy podobszar jest wizualizowany na kilku monitorach przydzielonych do jednej stacji roboczej PC, co jest widoczne na rysunku 7. Podział na podobszary został wykonany przy współpracy z ekspertami w tej dziedzinie, głównie z wykładowcami i pilotami. Podczas analizy zapadła decyzja o wykorzystaniu paneli dotykowych (dla kokpitu) jako interfejsu do wymiany informacji pomiędzy szkolonym a systemem informatycznym. Do symulacji kokpitu wykorzystano monitory charakteryzujące się następującymi głównymi parametrami:

- monitor M1 przekątna 32", rozdzielczość 1366 × 768, format:  $16 \times 9$ ,
- monitory M2-M5 przekątna 24", rozdzielczość 1920 × 1200, format $16\times9,$
- monitor M6 przekątna 43", rozdzielczość nie mniej niż 1920 × 480, format 4 × 1,
- monitor M7 przekątna 43", rozdzielczość nie mniej niż 1920 × 480, format 4 × 1,
- monitor M8 przekątna 19", rozdziel<br/>czość nie mniej niż 1440  $\times$  900.

W ten sposób uzyskano całkowity obszar kokpitu wybranego samolotu wraz z dowiązaną do niego funkcjonalnością.

### 2.3. Zastosowane monitory

W symulatorze zastosowano monitory ze zintegrowanymi nakładkami dotykowymi wykonanymi w technologii SAW, wykorzystującej powierzchniową falę akustyczną. W rogach ekranu umieszczono przetworniki, które przesyłają przez szkło fale ultrakrótkie, a po bokach ekranu umieszczone są reflektory, które tę falę dźwiękową odbierają. Na szkle powstaje w ten sposób wzorzec fali dźwiękowej, który pod wpływem dotknięcia szkła palcem jest zaburzany. Specjalne oprogramowanie wylicza, na podstawie powstałej fali, współrzędne miejsca powstania zaburzenia, czyli miejsce dotknięcia palcem. W celu sprawnej obsługi symulatora przez osoby szkolone, konieczne było zbadanie możliwości oraz ograniczeń występujących podczas korzystania z monitorów z nakładkami dotykowymi. Przede wszystkim należało określić dla każdego typu monitora minimalne wielkości obszarów aktywnych oraz minimalne odległości pomiędzy obszarami aktywnymi, które zapewnią wygodną i bezbłędną obsługę symulatora przez osobę szkoloną. W tym celu zostało opracowane specjalne oprogramowanie testujące, pozwalające na ustawienie dowolnej wartości wielkości obszaru aktywnego oraz zliczające ilość trafień w dany obszar aktywny. Przykładowy zrzut ekran z monitora M7 dla 2 różnych wartości wielkości obszaru aktywnego (0,89 cm oraz 1,15 cm) oraz jednocześnie dla 2 różnych wartości odległości pomiędzy obszarami (odpowiednio 0,41 cm oraz 0,156 cm) przedstawiono na rys. 8.



Rys. 8. Aplikacja testująca wielkość obszarów aktywnych:  $0.89 \,\mathrm{cm} - (a)$ ,  $1.15 \,\mathrm{cm} - (b)$  oraz odległości między nimi:  $0.41 \,\mathrm{cm} - (a)$ ,  $0.15 \,\mathrm{cm} - (b)$ 

Wyniki badań posłużyły do określenia wielkości obszarów aktywnych dla wszystkich wskaźników i przełączników występujących na symulowanym kokpicie.

#### 2.4. Zabudowa symulatora

Poszczególne stacje komputerowe wraz z przypisanymi do nich monitorami zostały zabudowane w jednolitą konstrukcję imitującą kabinę załogi samolotu M-28.

Symulator składa się z następujących elementów:

- stanowisko szkolonego kabina samolotu (rys. 9a),
- stanowisko szkolonego wirtualny kadłub samolotu (rys. 9b),
- stanowisko instruktora.



Rys. 9. Stanowisko szkolonego – wirtualny kokpit (a) i model 3D samolotu (b)

#### 3. Podsumowanie

W artykule zaprezentowano ogólne tendencje w zakresie projektowania i wykorzystania symulatorów przeznaczonych do szkolenia personelu technicznego obsługującego statki powietrzne.

Przedstawiono również strukturę techniczną symulatora przeznaczonego do szkolenia obsługi technicznej samolotu M-28. Symulator ten jest obecnie wykonywany w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych, we współpracy z Wyższą Szkołą Oficerską Sił Powietrznych w Dęblinie. Jest on elementem projektu pt. "Opracowanie i badania symulatora diagnostycznego statku powietrznego w technologii wirtualnej" nr UDA-POIG.01.03.01-00-201/09-00, który uzyskał 36 miesięczne finansowanie z Programu Operacyjnego "Innowacyjna Gospodarka", w ramach osi priorytetowej "Badania i rozwój nowoczesnych technologii". Projekt jest realizowany od 2 lat – jego zakończenie planowane jest na koniec 2012 roku.

#### Bibliografia

- 1. Projekt koncepcyjny oraz proponowana kompletacja programowo-sprzętowa symulatora – Raport Punkt Kontrolny 200, ITWL, Warszawa 2010
- 2. Integracja elementów symulatora i wyniki badań interakcji Raport Punkt Kontrolny 600, ITWL, Warszawa 2011
- MĄDRZYCKI P., BUTLEWSKI K., GOLAŃSKI P., MARCHWICKI R., PERZ-OSOWSKA M., PUCHALSKI W., 2011, Diagnostic simulator of the M-28 Aircraft for the Ground Engineering Crew in Virtual Technology, *Polish Journal of Environmental Studies*, 20, 5A
- 4. MĄDRZYCKI P., KARCZMARZ D., RYPULAK A., KOMOREK A., 2011, The e-Learning and simulation-based techniques in the training given to the aviation engineering staff, *e-Challenges 2011*, 26-28 October 2011, Florence, Italy

#### Diagnostic flight simulators in air personnel training

#### Abstract

From the very beginning, technical training of air personnel has been conducted in accordance with a fixed pattern: stage one – theoretical training which comprises structure, performance of equipment, systems and principles of using them; stage two – practical training conducted on aircraft and helicopters being currently in commission. Diagnostic simulators enable hands-on training, without the need for practice on actual aircraft. As a result, the process of logistic support of classes becomes less complicated. Also training costs become lower and more effective due to the fact that in case of real aircraft it is not possible to execute a number of maneuvers and scenarios which can be done in a simulator.

Diagnostic simulators have appeared in highly developed countries fairly recently (many years after first flight simulators) and at present they are more and more frequently used both in military and civil aviation.

Until recently Polish military aviation did not possess any simulators of this kind. The first simulator was the one used for the training of technical personnel for the F-16 MSAMT (Modular Aircraft Maintenance Trainer), which had been provided for the Dęblin Air Force Academy together with the purchase of F-16s.

The article presents diagnostic simulators used in various countries, their application in the process of practical training of air personnel as well as the simulator for the M-28 aircraft, built by Dęblin Air Force – ITWL consortium. Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej MECHANIKA W LOTNICTWIE ML-XV 2012

# SZKOLENIE FUNKCYJNYCH OKRĘTOWYCH SYSTEMÓW ROZPOZNAWCZO-OGNIOWYCH Z WYKORZYSTANIEM TRENAŻERA TR ZU-23-2MR

Stanisław Milewski Jan W. Kobierski

Akademia Marynarki Wojennej, Instytut Uzbrojenia Okrętowego i Informatyki e-mail: s.milewski@amw.gdynia.pl; j.kobierski@amw.gdynia.pl

Szkolenie podchorążych Akademii Marynarki Wojennej w zakresie eksploatacji uzbrojenia morskiego jest realizowane z wykorzystaniem specjalnych urządzeń treningowych oraz symulatorów. Funkcjonalność tych urządzeń zapewnia warunki szkolenia umożliwiające nabywanie praktycznych umiejętności niezbędnych do obsługi rzeczywistych zestawów uzbrojenia morskiego oraz daje możliwość ukazania dynamiki i charakteru zjawisk związanych z jego bojowym użyciem. W artykule przedstawiono układ stanowisk szkolno-treningowych do szkolenia operatorów (celowniczych) morskich przeciwlotniczych zestawów rakietowoartyleryjskich ZU-23-2MR funkcjonujących pod wspólna nazwą trenażer TR ZU-23-2MR<sup>1</sup>

#### 1. Wprowadzenie

Stosowanie urządzeń treningowych oraz symulatorów w procesie szkolenia wojsk wynika z potrzeby wprowadzania nowoczesnych metod i środków dydaktycznych umożliwiających dostosowanie warunków i efektywności szkolenia do dynamicznie zmieniających się warunków walki zbrojnej. Zapewnia to również znaczne obniżenie kosztów samego szkolenia, jak i zużycia sprzętu bojowego. Nowoczesne urządzenia szkolno-treningowe, stosowane obecnie na szeroka skalę i praktycznie na każdym poziomie szkolenia, powinny zapewnić możliwość ukazania dynamiki i charakteru symulowanych zjawisk oraz stwarzać warunki do spełnienia wymagań współczesnego teatru działań – w odniesieniu do niniejszego artykułu – działań morskich.

Rozwiązania techniczne dotyczące budowy specjalnych urządzeń treningowych i symulatorów oraz ich wykorzystania w procesie szkolenia wojsk są związane z konkretnym typem uzbrojenia i jego przeznaczeniem, i są jednocześnie rozwiązaniami unikatowymi. Dotyczy to zarówno samej funkcjonalności tych urządzeń, jak również warunków szkolenia, jakie mogą być tworzone przy ich wykorzystaniu.

Przeciwlotnicze zestawy rakietowo-artyleryjskie małego kalibru są powszechnie wykorzystywane przez armie wielu państw. W zależności od rodzaju wojsk, zestawy te występują w różnych typach oraz są modernizowane w celu dostosowania ich właściwości do przewidywanych warunków eksploatacji, w tym do warunków realizacji zadań bojowych.

W Polskich Siłach Zbrojnych przykładem może być 23 mm przeciwlotniczy zestaw rakietowo-artyleryjski ZU-23-2, który w Marynarce Wojennej występuje pod nazwą ZU-23-2MR Wróbel II. Proces szkolenia funkcyjnych (celow-niczych, dowódców stanowisk bojowych, dowódców działów) do wykonywania zadań ogniowych przy użyciu morskich zestawów ZU-23-2MR jest złożony i wymaga specyficznych warunków szkolenia oraz spełnienia określonych norm szkoleniowo-dydaktycznych<sup>2</sup>.

Przedstawiony w niniejszym artykule układ stanowisk szkolnotreningowych do szkolenia operatorów (celowniczych) morskich przeciwlotniczych zestawów rakietowo-artyleryjskich ZU-23-2MR, funkcjonujących pod wspólna nazwą trenażer TR ZU-23-2MR, jest rozwiązaniem unikatowym. Poprzez swoje cechy oraz funkcjonalność ww. stanowiska zapewniają realizację szkolenia w zakresie eksploatacji, tj. przechowywania, budowy i obsługiwania oraz bojowego użycia morskiego przeciwlotniczego zestawu rakietowo-artyleryjskiego ZU-23-2MR.

W celu określenia i wyodrębnienia podstawowych funkcji stanowisk i urządzeń treningowych występujących w TR ZU-23-2MR przyjęto stosować następujące definicje:

# **Symulator**<sup>3</sup> – (łc. *simulator* – naśladowca)

- w technice oznacza urządzenie naśladujące działanie innego urządzenia, stosowane głównie podczas badań i szkoleń,
- w informatyce oznacz program komputerowy pozwalający na odtwarzanie rzeczywistego przebiegu jakiegoś procesu, zjawiska, działania czegoś w warunkach sztucznych.

 $<sup>^2\</sup>mathrm{Doktryna}$ Szkolenia SZ RP DD/7, MON, Sztab Generalny WP, Warszawa 2006, s<br/> 7.

<sup>&</sup>lt;sup>3</sup>Opracowano na podstawie *Słownika Wyrazów Obcych*, Wydawnictwa Europa, pod red. naukową prof. Ireny Kamińskiej-Szmaj, autorzy: Mirosław Jarosz i zespół. ISBN 83-87977-08-X, 2001. http://portalwiedzy.onet.pl

**Trenażer**<sup>4</sup> – (fr. *traînage* – ciągnienie) urządzenie służące do treningu, imitujące warunki zbliżone do rzeczywistych. Trenażer to urządzenie przeznaczone do uczenia człowieka (pewnych) praktycznych umiejętności, wyrobienia sprawności w wykonywaniu układów (rodzaj, liczba i kolejność) działań, obsługiwania (pewnych) maszyn, będących zwykle odpowiednio przerobioną wersją tych maszyn.

W myśl przedstawionych definicji oraz ze względu na zastosowane rozwiązania konstrukcyjno-techniczne (w zestawie stanowisk występują: model oryginalnego zestawu ZU-23-2MR – pozbawiony cech bojowych, amunicja szkolna, narzędzia i przyrządy regulacyjne oraz zestaw części zamiennych), które pozwalają na odtworzenie wszystkich czynności wykonywanych podczas obsługiwania i eksploatacji zestawów bojowych, do opisu całego układu stanowisk szkolno-treningowych przyjęto stosować nazwę trenażer i oznaczenie TR ZU-23-2MR.

## 2. ZU-23-2MR jako element Okrętowego Systemu Rozpoznawczo-Ogniowego (OSRO)

Stanowiska bojowe tworzone na bazie przeciwlotniczych zestawów rakietowo-artyleryjskich ZU-23-2MR stanowią integralną część Systemów Rozpoznawczo-Ogniowych okrętów, na których są rozmieszczane. Są przeznaczone do samodzielnego (lub we współdziałaniu z innymi podsystemami okrętowymi) wykonywania zadań rozpoznawczo-ogniowych w walce z przeciwnikiem: powietrznym, nawodnym i brzegowym.

W skład zestawu ZU-23-2MR wchodzą<sup>5</sup>:

- podwójna 23 mm armata przeciwlotnicza chłodzona cieczą;
- dwie rakiety 9M32M naprowadzane na podczerwień (zestaw posiada możliwość wielokrotnego uzbrojenia w rakiety).

Na wyposażeniu zestawu znajdują się również celowniki, takie jak: Rakursowy Celownik Pierścieniowy (RCP), celownik T3 oraz celownik tachometryczny typu GP-02MR, zapewniające skuteczną realizację zadań ogniowych,

 $<sup>^{4}</sup>$ tamże

 $<sup>^5 \</sup>rm Morski Zestaw Rakietowo-Artyleryjski ZU-23-2MR, Opis Techniczny i Eksploatacja, MarWoj<math display="inline">110/92$ 



Rys. 1. Przykładowe rozmieszczenie ZU-23-2MR na okręcie proj. 207M

w warunkach widzialności optycznej celu. Zestaw obsługuje jedna osoba pełniąca funkcję zarówno celowniczego, jak i strzelaca-operatora. Schemat funkcjonowania okrętowych stanowisk bojowych tworzonych na bazie zestawów ZU-23-2MR jako elementu OSRO został przedstawiony na rysunku 2.



Rys. 2. Schemat funkcjonowania stanowisk bojowych tworzonych na bazie zestawów ZU-23-2MR

W prezentowanym artykule przedstawiono tylko wybrane parametry oraz warunki funkcjonowania na okrętach morskich przeciwlotniczych zestawów rakietowo-artyleryjskich ZU-23-2MR.

### 3. Trenażer TR ZU-23-2MR w systemie szkolenia funkcyjnych

Metody i formy szkolenia w istotny sposób rzutują na skuteczność realizacji zadań bojowych w określonych warunkach. W związku ze zmieniającymi się

realiami prowadzenia walki zbrojnej, fakt ten stanowi wyzwanie co do potrzeb tworzenia nowych warunków szkolenia dowódców i funkcyjnych (decydentów ognia) okrętowych systemów rozpoznawczo-ogniowych, aby tym wyzwaniom sprostać.

Trenażer TR ZU-23-2MR, to układ stanowisk szkolno-treningowych, których podstawowym modułem jest oryginalny morski przeciwlotniczy zestaw ZU-23-2MR – pozbawiony cech bojowych, przygotowany dla potrzeb edukacyjnych i przeznaczony do uczenia kandydatów na operatorów (celowniczych) praktycznych układów działań (rodzaj, liczba i kolejność i związki miedzy nimi) w zakresie:

- przygotowania wstępnego;
- przygotowania końcowego;
- oceny i korekty skuteczności oddziaływania ogniowego;
- doskonalenia obsługiwania zestawu ZU-23-2MR przez celowniczego;
- wyrabiania sprawności, umiejętności i nawyków celowniczego;
- oceny postępów szkolonego w ww. obszarach oraz rozliczenia skuteczności wykonywanych zadań ogniowych.

Trenażer TR ZU23-2MR zapewnia realizację procesu szkolenia operatorów/celowniczych ZU-23-2MR w pełnym zakresie, w którym pod względem efektów szkolenia wyróżnia się dwa podstawowe obszary:

- teoretyczny jego celem jest przyswojenie odpowiedniej terminologii, opanowanie wiadomości z zakresu eksploatacji, tj.: przechowywania, budowy oraz obsługiwania i bojowego użycia zestawu ZU-23-2MR z uwzglednieniem zasad bezpieczeństwa;
- praktyczny jego celem jest nabycie odpowiednich umiejetności do realizacji czynności wchodzących w zakres wstępnego i końcowego przygotowania do wykonywania zadań ogniowych.

W prezentowanym modelu szkolenia operatorów/celowniczych przeciwlotniczych zestawów rakietowo-artyleryjskich ZU-23-2MR największy nacisk został położony na szkolenie w zakresie przygotowania uzbrojenia do wykonania zadań ogniowych. Ideą takiego podejścia jest założenie, że poprawne wykonanie czynności wchodzących w zakres przygotowania wstępnego, zakończone osiągnięciem gotowości zestawu do walki, daje podstawy do skutecznej realizacji zadań rozpoznawczo-ogniowych. Jednocześnie, zaliczenie szkolenia w ww. zakresie, zarówno w obszarze teorii jak i praktycznego działania, jest warunkiem dopuszczającym do dalszych etapów szkolenia, tj. szkolenia w zakresie przygotowania końcowego. Proponowane podejście jest wynikiem analizy istniejących form i metod szkolenia realizowanych w Marynarce Wojennej, jak również wynika z doświadczenia wykonawców projektu rozwojowego, którego wynikiem jest prezentowany trenażer TR ZU-23-2MR.

#### 3.1. Szkolenie w zakresie przygotowania wstępnego

Przygotowanie wstępne jest realizowane w celu osiągnięcia gotowości zestawu ZU-23-2MR do realizacji zadań rozpoznawczo-ogniowych. W warunkach bojowych, w ramach tego przygotowania jest realizowane miedzy innymi: przygotowanie techniczne, balistyczne oraz meteorologiczne.

Proces szkolenia celowniczych realizowany z wykorzystaniem trenażera TR ZU-23-MR ma na celu przede wszystkim trenowanie i nabywanie umiejętności związanych z przygotowaniem technicznym zestawu do bojowego użycia. Szkolenie praktyczne operatora/celowniczego odbywa się na stanowiskach szkolno-treningowych, gdzie stanowiskiem głównym jest moduł ZU-23-2MR. Wybrane stanowiska szkolno-treningowe zostały przedstawione na rysunku 3.



Rys. 3. Wybrane stanowiska szkolno-treningowe trenażera TR ZU-23-2MR

Wyposażenie stanowisk zapewnia nabywanie przez szkolonych wiedzy i praktycznych umiejętności wchodzących w zakres przygotowania technicznego ZU-23-2MR, który obejmuje:

- obsługę i przygotowanie automatów artyleryjskich 2A14 i luf;
- obsługę i przygotowanie rakiet 9M32M;
- obsługę przyrządów kierowania ogniem (celowników);
- regulacje i sprawdzenie zerowej linii celowania;
- przygotowanie amunicji (taśmowanie amunicji i ładowanie skrzynek amunicyjnych);
- uruchomienie i sprawdzenie poprawności działania poszczególnych zespołów zestawu, w tym sprawdzenie łączności.

Poprawna realizacja czynności i działań związanych z przygotowaniem technicznym<sup>6</sup> zestawu ZU-23-2MR jest podstawą do skutecznej realizacji zadań bojowych, a w tym walki z przeciwnikiem powietrznym, nawodnym i brzegowym. Jednocześnie, w prezentowanym modelu szkolenia, uzyskanie przez szkolonych pozytywnej oceny za realizację wymienionych czynności jest warunkiem dopuszczenia ich do dalszych etapów szkolenia.

# 3.2. Szkolenie w zakresie przygotowania końcowego do wykonania zadań ogniowych – symulacja sytuacji bojowej (walki)

Przygotowanie końcowe do wykonania zadań ogniowych rozpoczyna się od momentu osiągnięcia gotowości zestawu do walki i obejmuje takie czynności, jak: poszukiwanie obiektów w wyznaczonym sektorze obserwacji, ich wykrycie oraz identyfikację, jak również rozpoczęcie oddziaływania ogniowego do celu<sup>7</sup> i ocenę skuteczności tego oddziaływania. Proces szkolenia w zakresie przygotowania końcowego jest realizowany na głównym stanowisku treningowym – moduł zestawu ZU-23-2MR.

W celu symulacji warunków walki ZU 23-2MR z przeciwnikiem powietrznym, morskim i brzegowym została odtworzona niezbędna korelacja zachodząca pomiędzy modelami opisującymi:

- cechy obiektów przeciwnika świadczących o charakterze jego działania;
- zjawisko ruchu okrętu (nosiciela) ZU-23-2MR na fali;
- układy działań taktycznego (TKO) i technicznego (tKO) kierowania ogniem zestawu ZU-23-2MR.

 $<sup>^6{\</sup>rm Pozostałe}$ czynności wchodzące w zakres przygotowania wstępnego, tj. przygotowanie balistyczne i meteorologiczne na tym etapie szkolenia są pomijane.

<sup>&</sup>lt;sup>7</sup>Obiekt staje się celem po zidentyfikowaniu jego cech świadczących o wrogich zamiarach. W zależności od postawionego zadania, celowniczy/operator może to zrobić samodzielnie lub otrzymać wskazanie celu od przełożonego/instruktora.

Na podstawie przyjętych modeli zjawisk, cech obiektów oraz układów działań symulacja walki w układzie trenażera TR ZU-23-2MR jest realizowana poprzez współdziałanie czterech modułów:

- 1) modułu ruchu okrętu (nosiciela) ZU-23-2MR na fali;
- 2) modułu zobrazowania sytuacji bojowej oraz taktycznego (TKO) i technicznego (tKO) kierowania ogniem;
- 3) modułu stawiania zadań i oceny ich wykonania;
- 4) modułu morskiego zestawu artyleryjsko-rakietowego ZU-23-2MR.



Rys. 4. Schemat strukturalny i funkcjonalny głównego stanowiska trenażera TR ZU-23-2MR

W celu zwiększenia realności szkolenia, w trenażerze TR ZU-23-2MR zostały zastosowane dodatkowe elementy w postaci modeli urządzeń, wchodzących w skład systemu bojowego okrętu, oraz urządzeń (symulatorów) odzwierciedlających zjawiska zachodzących w czasie walki.

Proces kierowania ogniem, realizowany w czasie przygotowania końcowego, jest wspomagany komputerowo za pomocą podsystemu symulacji walki (moduł zobrazowania sytuacji bojowej oraz TKO i tKO) odzwierciedlającego funkcje przyrządów kierowania ogniem (celowników). W przedstawionym rozwiązaniu innowacją szkoleniową jest możliwość montażu oryginalnych celowników z zestawu ZU-23-2MR zamiast całego modułu. Jest to wykorzysty-



Rys. 5. Schemat modelowania warunków wykonywania zadań ogniowych

wane zarówno w procesie przygotowania wstępnego (regulacje i sprawdzenia), jak również w procesie przygotowania końcowego – szkolenie w zakresie naprowadzania armat i rakiet na cel, w tym wypracowania kąta wyprzedzenia z uwzględnieniem poprawek balistycznych i meteorologicznych.

System symulacji sytuacji bojowej jest przeznaczony do szkolenia i zgrywania sekwencji działań (liczba, rodzaj i kolejność) operatora/celowniczego oraz prowadzenia sprawdzeń funkcjonowania wybranych układów kierowania ogniem (KO). Modułowa budowa systemu pozwala wyodrębnić jego poszczególne elementy, częściowo autonomiczne i określić ich rolę w procesie szkolenia. Pod względem strukturalnym system symulacji sytuacji bojowej można podzielić na dwa główne stanowiska, tj. stanowisko instruktora oraz stanowisko operatora/celowniczego. Schemat funkcjonalny systemu symulacji sytuacji bojowej przedstawiono na rysunku 6.

Cechy stanowisk szkolno-treningowych odpowiadających za symulację walki z przeciwnikiem powietrznym, morskim i brzegowym uwzględniają wszystkie istotne parametry, np. takie jak: klasa i typ okrętu, miejsce rozmieszczenia zestawu na pokładzie, dzielność morską okrętu oraz parametry taktycznotechniczne zestawu ZU-23-2MR. W określonych stanach morza oraz widzialności meteorologicznej, ww. cechy stanowisk zapewniają odzwierciedlenie rzeczywistych procesów oraz zjawisk zachodzących podczas realizacji zadań rozpoznawczo-ogniowych w warunkach morskich.

Przedstawione rozwiązanie systemu symulacji sytuacji bojowej umożliwia:

- $\bullet$ organizację pracy na stanowisku instruktora oraz w PBRi<br/>A^8 w czasie szkolenia;
- wprowadzenie szkolonych w sytuację bojową (kontrolę i analizę wybranych elementów otoczenia okrętu (OSRO) podczas realizacji misji bojowej);

<sup>&</sup>lt;sup>8</sup>Pracownia Broni Rakietowej i Artylerii – miejsce rozmieszczenie stanowisk trenażera TR ZU-23-2MR.



Rys. 6. Schemat funkcjonalny systemu symulacji sytuacji bojowej

- bieżący podgląd stanu realizacji misji;
- bieżącą ocenę wykonania zadania.

Pierwszym elementem szkolenia w zakresie przygotowania końcowego jest przygotowanie przez instruktora scenariusza misji bojowej. Scenariusz misji bojowej obejmuje rodzaj zadania ogniowego, np. zwalczanie celu powietrznego oraz podstawowe warunki realizacji tego zadania, a w tym: typ okrętu (nosiciela ZU-23-2MR), typ i charakter działania obiektu przeciwnika, sposób realizacji zadania (celownik, rodzaj ognia) oraz warunki zewnętrzne (stan morza, widzialność). Scenariusze misji bojowych mogą być modyfikowane według bieżących potrzeb szkoleniowych – wynikających z metodyki szkolenia obowiązującej w Marynarce Wojennej lub innych wymagań<sup>9</sup>. Przykładowe okno przygotowania scenariusza misji bojowej przedstawiono na rysunku 7.

Zaletą przedstawionego rozwiązania jest to, że jedno zadanie ogniowe, np. zwalczanie śmigłowca na kursie spotkaniowym, może być realizowane wg kilku scenariuszy – różne warunki wykonania tego samego zadania. Zmiana warunków realizacji zadania dotyczy zamiany wartości takich parametrów, jak:

<sup>&</sup>lt;sup>9</sup>Analiza zaistniałych w przeszłości zdarzeń lub incydentów zbrojnych na morzu.



Rys. 7. Okno przygotowania scenariuszy misji bojowych na stanowisku instruktora

- stan morza od 0 do 3 stopni w skali Beauforta zakładka stan morza;
- warunki obserwacji stan1 do stan 4 zakładka warunki pogodowe;
- celownik RCP, GP02, brak (wg tras) zakładka celownik;
- stanowisko bojowe (typ okrętu i rozmieszczenie) zakładka okręt;
- typ i czynniki ruchu celu (śmigłowiec typu ABC, wysokość, prędkość, kąt kursowy).

#### 3.3. Ocena poprawności wykonania zdań ogniowych

Szkolenie w zakresie przygotowania końcowego rozpoczyna się od wprowadzenia szkolonych w ogólną sytuację bojową oraz postawienia zadania. Czynności te obejmują również sprawdzenie wiedzy szkolonego na temat zasad bezpieczeństwa oraz procedur postępowania podczas obsługiwania i awarii uzbrojenia.

System kontroli i oceny poprawności realizacji zadań ogniowych umożliwia: zatrzymanie ćwiczenia i kontrolę stanu wiedzy szkolonych na każdym etapie realizacji zadania lub przerwanie ćwiczenia w przypadku popełnienia przez szkolonych kardynalnych błędów, zwłaszcza w aspekcie zagrożenia bezpieczeństwa.

Po zakończeniu ćwiczenia jest wyświetlane okno z podsumowaniem jego przebiegu. Instruktor ma do dyspozycji, miedzy innymi, podgląd stanu realizacji zadania i danych z przebiegu całego ćwiczenia. Informacje te są wy-



Rys. 8. Zobrazowanie i ocena realizacji zadania ogniowego w określonym scenariuszu misji

świetlane w kilku polach i obejmują: dane operatora oraz instruktora, wartości parametrów scenariusza misji bojowej oraz statystyki ćwiczenia, takie jak: czas wykonania zadania, ilość zużytej amunicji, liczbę trafień, itp. Dodatkowo, w polu uwag, instruktor może wpisać dowolny tekst, który zostanie dodany do bazy danych podczas archiwizowania informacji o przebiegu ćwiczenia. Zatwierdzenie komunikatu powoduje powrót do interfejsu głównego, gdzie można wybrać nowe zadanie lub zaplanować kolejny scenariusz misji bojowej do zadania bieżącego. Ocena za wykonanie zadania ogniowego jest wystawiana automatycznie, gdzie podstawowe kryterium stanowi liczba trafień w cel. Jest to zgodne z metodyką szkolenia celowniczych zestawów ZU-23-2MR obowiązującą w Marynarce Wojennej.

W trenażerze TR ZU-23-2MR funkcjonuje baza danych, która zapewnia przegląd wyników szkolenia wszystkich uczestników. W odniesieniu do konkretnego szkolonego, instruktor może dokonać analizy postępów szkolenia w zakresie wybranych zadań ogniowych lub za wybrany okres szkolenia. Po wybraniu pojedynczego zadania instruktor ma wgląd do jego wyników wraz z zapisanym komentarzem, zawierającym dodatkowe informacje na temat szkolonego. W przypadku, gdy instruktor chce obejrzeć wyniki wszystkich ćwiczeń konkretnej osoby, baza danych zapewnia dostęp do takich informacji, jak: liczba ćwiczeń (liczba wykonanych zadań ogniowych), datę ostatniego ćwiczenia oraz uzyskane wyniki. Na podstawie ww. informacji można będzie ocenić postępy szkolonego w różnych okresach szkolenia.


Rys. 9. Baza danych szkoleniowych trenażera TR ZU-23-2MR

Tym samym, baza danych umożliwia prowadzenie dokumentacji szkoleniowej dotyczącej każdego szkolonego, uzyskanych przez niego wyników wykonywanych zadań ogniowych oraz oceny postępów w całym okresie szkolenia.

# 4. Podsumowanie

Trenażer TR ZU-23-2MR odwzorowuje z założonym przybliżeniem przedmiotowy system szkoleniowy operatorów/celowniczych zestawów ZU-23-2MR, jednocześnie stwarzając warunki szkolenia funkcyjnych Okrętowych Systemów Rozpoznawczo Ogniowych na poziomie: dowódcy działu artyleryjskorakietowego, dowódcy stanowiska bojowego oraz celowniczego.

Zdatność trenażera do odtworzenia warunków bojowych oraz jego cechy funkcjonalne dają podstawy i stwarzają warunki do prowadzenia badań w zakresie projektowania i budowy trenażerów uzbrojenia, jak również projektowania i organizacji procesu szkolenia celowniczych i operatorów morskich zestawów artyleryjskich i rakietowych.

#### Bibliografia

1. BIELAWSKI K., CHMIELIŃSKI M., KOBIERSKI J.W., MILEWSKI S., 2009, Celowość stosowania rozwiązań modernizacyjnych uzbrojenia dla Sił Zbrojnych RP (technologie dualne), III Międzynarodowa Konferencja Naukowo-Techniczna "Technika i Uzbrojenie Morskie", NATCon 2009, Gdynia

- CHMIELIŃSKI M., KOBIERSKI J.W., MILEWSKI S., 2011, Integracja tradycyjnych i nowoczesnych metod nauczania na przykładzie demonstratora technologii – trenażera morskiego zestawu rakietowo-artyleryjskiego ZU-23-2MR, *III Konferencja Naukowa "Logistyka Morska*", Jastarnia 26-28.10,2011, AMW, Gdynia
- 3. KOBIERSKI J.W., MILEWSKI S., 2011, Cechy nawigacji okrętu i obiektów szybkich startujących (wystrzeliwanych) z jego pokładu, XVIII Międzynarodowa Konferencja Naukowo-Techniczna "UZBROJENIE 2011" nt.: "Problemy rozwoju produkcji i eksploatacji techniki uzbrojenia", Pułtusk, 25-27.05.2011, WAT, OBR Sprzętu Mechanicznego Sp. z o.o. w Tarnowie; Warszawa
- 4. KOBIERSKI J.W., MILEWSKI S., 2011, Warunki wykorzystania zestawu rakietowo-artyleryjskiego ZU-23-2MR w procesie zwalczania zagrożeń asymetrycznych na morzu, *I Konferencja Naukowa "Bezpieczeństwo w portach lotniczych i morskich"*, Dęblin, 15-16.09.2011, Wydział Bezpieczeństwa Narodowego i Logistyki WSOŚP, Dęblin
- 5. Sprawozdanie merytoryczne z projektu rozwojowego Nr O R00 003409 pt. "Trenażer morskiego przeciwlotniczego zestawu artyleryjsko-rakietowego ZU-23-2MR", Kierownik projektu: J.W. Kobierski, AMW (12352/A-12357/A), Gdynia

# Application of weapon simulators in the Polish Navy in training operators of fire control systems

#### Abstract

Nowadays, the active training of cadets as well as ship crew in using the battlefield equipment is being carried out with a variety of weapon and fight (combat) simulators. Artillery and rocket missile stimulators appear to be the most advanced. Among them, one may distinguish the training simulator of autonomous rocket- artillery ZU-23-2MR "Wróbel II". The advanced TR ZU-23-2MR simulator create the conditions for train operators ZU-23-2MR and enable them to improve weapon handling skills, especially in the range of the weapons and pre-firing preparation as well as testing the skill level of trainees in complex battlefield scenarios. The combination of the video based combat 3D scenario and realistic sound simulation with the moving mechanical platform (real-time simulation of ship motion) simulates realistic real-maritime conditions. The system lets the trainees to enhance the practice skills during the simulated fight of the ship against surface (land) and air threats.

# LOTY W TRUDNYCH WARUNKACH ATMOSFERYCZNYCH Z WYKORZYSTANIEM RADARU SAR

MAJ MORDZONEK, MIROSŁAW NOWAKOWSKI, JAROSŁAW KRZONKALLA Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych e-mail: maj.mordzonek@itwl.pl

KRZYSZTOF KULPA, PIOTR SAMCZYNSKI, DAMIAN GROMEK Politechnika Warszawska, Wydział Elektroniki i Technik Informacyjnych e-mail: kkulpa@elka.pw.edu.pl

Tematem pracy jest możliwość wykorzystania radaru z syntetyczną aperturą (SAR) dla poprawy bezpieczeństwa lotów w trudnych warunkach atmosferycznych. Gdy w grę wchodzi życie ludzkie, każde wsparcie pilota w tym względzie jest warte rozważenia.

Im pilot ma większą ilość dostępnego osprzętu nawigacyjnego, tym ma większy wybór źródeł informacji niezbędnych dla oceny aktualnego położenia w przestrzeni. Ze względu na to, że radar SAR umożliwia uzyskanie odwzorowania powierzchni Ziemi bez względu na pogodę, porę dnia i nocy, jest idealnym sensorem do tego celu. Ponadto, przy integracji radaru SAR z mapą syntetyczną i układem nawigacji inercyjnej możliwa jest nawigacja nawet przy braku dostępu do informacji z systemów nawigacji satelitarnej, co zdecydowanie powinno poprawić bezpieczeństwo wykonywania lotów w trudnych warunkach atmosferycznych.

# 1. Wprowadzenie

Współczesne samoloty wyposażone w systemy radarowe mogą realizować wiele nowych zadań, a w szczególności: wykrywanie i śledzenie obiektów połączone z ich identyfikacją, tworzenie map terenu, umożliwiają także nawigację bez względu na porę dnia czy też pogodę. Te zaawansowane funkcje są dostępne między innymi dzięki zastosowaniu radaru z syntetyczną aperturą (ang. *Synthetic Aperture Radar* – SAR).

Jako loty w trudnych warunkach atmosferycznych autorzy przyjęli loty w warunkach silnego zachmurzenia, zamglenia, silnych opadów deszczu, śniegu, gradu oraz w warunkach silnych turbulencji wywołanych przez silny szybkozmienny wiatr w zakresie siły i kierunku. W dalszej części artykułu zostanie oceniony wpływ poszczególnych warunków atmosferycznych na zdolność wykorzystania radaru, a w szczególności radaru z syntetyczną aperturą (SAR) do wspomagania pilota w trakcie lotu statkiem powietrznym.

## 2. Technika SAR

#### 2.1. Wprowadzenie do radiolokacji

Nawet przy braku chmur i przejrzystej atmosferze, energia fal elektromagnetycznych rozchodzących się w powietrzu ulega tłumieniu. Przyczyną tego zjawiska jest absorpcja energii fal elektromagnetycznych przez gazy tworzące atmosferę. Absorpcja, czyli pochłanianie energii, wzrasta ze wzrostem częstotliwości fal elektromagnetycznych. Poniżej częstotliwości około 0,1 GHz absorpcja jest pomijalna, natomiast powyżej 5 GHz staje się już zauważalna. Natomiast powyżej 20 GHz jej wpływ jest już bardzo silny. Przykładowa zależności tłumienia fali elektromagnetycznej w zależności od długości fali pokazana została na rys. 1 [14].



Rys. 1. Tłumienie fal elektromagnetycznych zależności od częstotliwości [14]

Jak można zauważyć (rys. 1), w zakresie fal metrowych, centymetrowych i milimetrowych używanych w radiolokacji tłumienie jest stosunkowo nieduże, choć oczywiście należy je uwzględnić w obliczeniach zasięgowych. Natomiast znacznie wzrasta dla podczerwieni i zakresu używanego przez lasery. Ma to w konsekwencji decydujące znaczenie dla zasięgu systemów obserwacyjnych pracujących w odpowiednim zakresie długości fali. Nie jest celem niniejszego referatu dokładne omówienie właściwości wszystkich trzech zakresów długości fal i wynikających z tego konsekwencji dla pracy różnorodnych sensorów. Należy jedynie stwierdzić dla potrzeb artykułu, że na podstawie dostępnej literatury [14], zarówno zakres podczerwienim jak i fale częstotliwości używanych przez lasery są zdecydowanie bardziej tłumione przez zjawiska atmosferyczne, niż zakres częstotliwości używany przez radiolokację. Ma to znaczny wpływ na zasięg detekcji. Zarówno sensory pracujące w podczerwieni, jak i w zakresie laserowym mają znacznie mniejszy zasięg ograniczony przez warunki atmosferyczne. W związku z tym, w dalszej części artykułu zostanie omówiony wyłącznie wpływ czynników atmosferycznych dla częstotliwości używanych przez współczesne radary, tzn. do około 300 GHz. Fale z tego zakresu są tłumione

głownie przez gazy atmosferyczne i opady atmosferyczne.

#### 2.1.1. Gazy atmosferyczne

Największy udział w pochłanianiu energii fal elektromagnetycznych mają tlen i para wodna zawarta w atmosferze ziemskiej. Cząsteczki tlenu ( $O_2$ ) i pary wodnej ( $H_2O$ ) posiadają określone częstotliwości rezonansowe. Gdy są pobudzane falami o tych częstotliwościach, pochłaniają najwięcej energii, dlatego na wykresie tłumienia występują "ostre" wierzchołki występujące na częstotliwościach 22 GHz i 185 GHz. Ich przyczyną jest absorpcja energii przez cząsteczki pary wodnej. Natomiast, wierzchołki występujące na częstotliwościach 60 GHz i 120 GHz powstają w wyniku absorpcji energii fal przez dwuatomowe cząsteczki tlenu ( $O_2$ ) [12]-[14].

#### 2.1.2. Opady atmosferyczne

Energia fal jest również pochłaniana przez cząsteczki wody i zanieczyszczenia zawieszone w atmosferze, ale ich główny efekt to rozpraszanie fal. Najsilniej rozpraszającymi elementami są krople deszczu oraz w mniejszym stopniu, z powodu mniejszej stałej dielektrycznej, grad. Płatki śniegu zawierają mniej wody i dlatego rozpraszają mniej energii. Również chmury zbudowane z maleńkich kropelek wody, zdecydowanie mniej rozpraszają fale, niż deszcz oraz grad. Wpływ dymów i pyłów na propagację fal jest pomijalny ze względu na niewielkie rozmiary i niską wartość stałej dielektrycznej cząstek. Rozpraszanie fal przez deszcz staje się zauważalne w paśmie częstotliwości S (ok. 3 GHz). Przy tych i wyższych częstotliwościach fale odbite w kierunku radaru są tak silne, że opady deszczu są widoczne na wskaźniku radaru. Powyżej 10 GHz rozpraszanie i absorpcja fal przez chmury może osiągać znaczące wartości, przy czym pochłanianie energii fal jest proporcjonalne do ilości wody zawartej w chmurach (tzw. wodności) [12]-[14].



Rys. 2. Tłumienie fal elektromagnetycznych zależności od częstotliwości na wysokości 30 000 ft (10 000 m) [13]



Rys. 3. Tłumienie fal radiowych w zależności od częstotliwości na poziomie morza [13]

#### 2.2. Technika radaru z syntetyczną aperturą (SAR)

W podstawowej konfiguracji (w tzw. modzie *strip-map*) antena radaru jest skierowana prostopadle do osi wzdłużnej samolotu. Radar "skanuje" wiązką antenową pewien obszar Ziemi. W ten sposób otrzymujemy dwuwymiarowy obraz reprezentujący mapę odbiciowości obserwowanego obszaru. Jeden z wymiarów odpowiada odległości w kierunku prostopadłym do kierunku ruchu samolotu (ang. *slant-range*), natomiast drugi odpowiada odległości przebytej przez samolot w czasie lotu (ang. *cross-range*). Każdemu z tych wymiarów można przyporządkować odpowiadającą mu rozdzielczość zdefiniowaną jako możliwość rozróżnienia dwóch obiektów na mapie, jako obiekty rozdzielne [12]--[14].



Rys. 4. Tłumienie fal elektromagnetycznych w chmurach [13] w zależności od: (a) częstotliwości i temperatury otoczenia, (b) częstotliwości i wielkości opadu deszczu

W klasycznych radarach (np. radarach kontroli ruchu lotniczego) często podaje się rozdzielczość azymutalną w mierze kątowej, natomiast dla radarów SAR rozdzielczość tę podaje się w jednostkach odległości.

Wysoka rozdzielczość odległościowa jest uzyskiwana poprzez powszechnie stosowaną technikę kompresji impulsu. Technika ta polega na emitowaniu impulsów zmodulowanych częstotliwościowo o dużym paśmie (najczęściej z liniową modulacją częstotliwości), a następnie odbieraniu z zastosowaniem filtru dopasowanego. W ten sposób możliwe jest nadawanie stosunkowo długich impulsów (co jest korzystne z energetycznego punktu widzenia), a przy tym uzyskanie dobrej rozdzielczości ([1], [2], [12]-[14]).

W klasycznym ujęciu (dla tzw. radarów SLAR – ang. Side Looking Aperture Radar) rozdzielczość w kierunku azymutalnym jest związana z szerokością wiązki fizycznej anteny: dwa obiekty znajdujące się na tej samej odległości i obejmowane jednocześnie przez wiązkę antenową nie będą rozróżnione. W celu zwiększenia zdolności rozdzielczej radaru w kierunku azymutalnym należy zmniejszyć szerokość wiązki anteny. W praktyce oznacza to konieczność zwiększenia wymiarów anteny, co często napotyka na problemy natury technicznej (np. w celu uzyskania zobrazowania sceny w odległości 10 km z wykorzystaniem radaru SLAR pracującego w paśmie X o rozdzielczości 1 m, należałoby zastosować antenę o wymiarach 300 m!). Oczywiście, nie zawsze możemy dowolnie zwiększać wymiary anteny, ograniczeniem jest chociażby wielkość dostępnego nosiciela radaru. Dla poruszającej się platformy z radarem alternatywną metodą zwiększenia wymiarów anteny, a tym samym zawężenia jej wiązki, jest stworzenie wirtualnej anteny (syntetycznej apertury). W praktyce tworzenie syntetycznej anteny odbywa się za pomocą banku filtrów dolnoprzepustowych lub dopasowanych.

W niniejszym artykule zostanie przedstawiona zasada działania radaru SAR bazująca na zjawisku Dopplera, często przytaczana w literaturze, ale spotyka się też interpretację opartą na modelu znanym z teorii szyków antenowych. Opis oparty na zjawisku Dopplera umożliwia łatwiejszą ocenę możliwości wykorzystania radaru dla potrzeb lotów w trudnych warunkach i dlatego takie ujęcie problemu zostało wybrane.

Idea syntetycznej apertury zostanie przedstawiona na podstawie analizy sygnału dla pojedynczego obiektu punktowego. W przypadku większej liczby obiektów poszczególne sygnały sumują się na zasadzie superpozycji. Na rys. 5 przedstawiono rozpatrywaną sytuację radiolokacyjną z radarem umieszczonym na samolocie oraz obiektem punktowym. Samolot porusza się ze stałą prędkością V. Najmniejsza odległość pomiędzy samolotem i obiektem wynosi R, a pozycja samolotu x(t) jest liniową funkcją czasu.



Rys. 5. Geometria rozpatrywanej sytuacji radiolokacyjnej

Odległość pomiędzy radarem a rozpatrywanym obiektem zmienia się w czasie zgodnie z zależnością

$$r(t) = \sqrt{R^2 + (Vt)^2}$$
(2.1)

Faza sygnału pochodzącego od obiektu związana jest z odległością poprzez wzór (przedstawiona zależność na fazę sygnału jest dla uproszczenia funkcją ciągłej zmiennej czasu, ale w rzeczywistości funkcja ta jest próbkowana na skutek impulsowego charakteru działania radaru)

$$\varphi(t) = \varphi_0 - 2\frac{2\pi}{\lambda}r(t) \tag{2.2}$$

Stosując rozwinięcie funkcji (2.1) w szereg Maclaurina i podstawiając do (2.2), otrzymujemy

$$\varphi(t) \approx \varphi_0 - \frac{4\pi}{\lambda} \Big[ R + \frac{(Vt)^2}{2R} \Big]$$
 (2.3)

Zmienna w czasie faza sygnału powoduje jednocześnie zmianę częstotliwości chwilowej sygnału (częstotliwości dopplerowskiej) [1], [8], [9]

$$f_d(t) = \frac{1}{2\pi} \frac{d\varphi(t)}{dt} \approx -\frac{2V^2}{\lambda R} t$$
(2.4)

Można zatem przyjąć, że odebrany sygnał jest sygnałem z liniową modulacją częstotliwości. Zatem można zastosować filtr dopasowany do analizy takiego sygnału. Tak realizowana technika nosi nazwę SAR (ang. *Synthetic Aperture Radar*) zogniskowany (ang. *focused SAR*). Pomimo znakomitej rozdzielczości azymutalnej możliwej do osiągnięcia za pomocą tej techniki równej połowie długości fizycznej ( $L_a$ ) anteny radaru [1], [9]

$$\Delta r = \frac{1}{2}L_a \tag{2.5}$$

wykazuje ona dużą wrażliwość nawet na małe błędy określania parametrów lotu platformy z radarem, a w szczególności na określenie prędkości wzdłużnej platformy z radarem. Dodatkowo technika ta wymaga też dużej mocy obliczeniowej, co utrudnia przetwarzanie w czasie rzeczywistym [7], [8], [10]. W omawianej technice SAR zogniskowany błąd określenia prędkości wzdłużnej nie powinien przekroczyć wartości ([7], [8], [11])

$$\Delta V_{max} = \frac{v(\Delta r)2}{\lambda R} \tag{2.6}$$

gdzie:

$\Delta r$	—	teoretyczna	rozróżnialność	uzyskiwana	W	technice	SAR	zogni-
		skowany,						

- v prędkość platformy z radarem,
- $\lambda$  długość fali emitowanej przez radar,
- R odległość analizowanych obiektów.

Przykładowo, dla radaru pasma X o teoretycznej rozróżnialności azymutalnej  $\Delta r = 0.5 \text{ m}$ , poruszającego się ze stałą prędkością v = 80 m/s, na wysokości h = 500, w odległości R = 1.2 km do środka obserwowanej sceny, błąd prędkości nie powinien przekroczyć wartości  $\Delta V_{max} = 0.66 m/s$  [7], [8].

Jak ważne jest dokładne wyznaczenie prędkości wzdłużnej  $V_w$ , świadczy sytuacja przedstawiona na rys. 6. Na rysunku tym został przedstawiony wynik przetwarzania za pomocą techniki SAR zogniskowany dla założonego błędu prędkości  $\Delta V = 10 \text{ m/s}$ . Prędkość rzeczywista platformy z radarem wynosiła v = 80 m/s. Błąd określenia prędkości  $\Delta V = 12,5\%$  w tym przypadku powoduje 4-krotne pogorszenie rozróżnialności. W niniejszym przykładzie radar obserwował obiekty znajdujące się w odległości ok. 1 km. W przypadku obiektów znajdujących się w większych odległościach dopuszczalna wartość błędu określenia prędkości dana zależnością (2.6) jest jeszcze mniejsza (przykładowo dla R = 10 km błąd  $\Delta V_{max}$  wynosi tylko 0,066 m/s), a założony w symulacjach błąd 12,5% prędkości powoduje dużo większe pogorszenie rozróżnialności, nawet do 50 razy [7], [8].



Rys. 6. Obraz radarowy – technika SAR zogniskowany rozdzielczość  $1 \text{ m} \times x1 \text{ m}$  (prędkość nośnika radaru V = 80 m/s): a) obraz SAR z błędem wyznaczenia prędkości  $\Delta V = 0\%$ , b) obraz SAR z błędem wyznaczenia prędkości  $\Delta V = 12,5\%$ 

Innym sposobem zwiększenia rozdzielczości azymutalnej w stosunku do techniki SLAR jest zastosowanie filtracji dolnoprzepustowej. Technika ta nosi nazwę SAR niezogniskowany (ang. *unfocused SAR*). Zastosowanie filtracji dolnoprzepustowej zamiast dopasowanej pozwala na znaczące zredukowanie wymaganego nakładu obliczeniowego. Niestety, osiągalne rozdzielczości są zależne od odległości obiektu od radaru. Rozdzielczość azymutalna osiągalna w technice SAR niezogniskowany wyraża się wzorem

$$\Delta r = \frac{1}{2}\sqrt{R\lambda} \tag{2.7}$$

Należy zauważyć, że jest ona zależna od odległości od radaru! Dla niektórych zastosowań może być to niedopuszczalne. Ograniczenia tego nie posiada radar SAR zogniskowany, za to wymaga zdecydowanie większej mocy obliczeniowej niezbędnej do przetwarzania sygnałów radarowych, co też nie zawsze jest możliwe do spełnienia w niektórych zdecydowanie mniej zaawansowanych aplikacjach.

Na rys. 8. przedstawiono porównanie rozdzielczości uzyskiwanej za pomocą anteny rzeczywistej (technika SLAR) oraz za pomocą techniki SAR niezogniskowany. Symulacje przeprowadzono dla radaru pasma X poruszającego



Rys. 7. Zależność rozdzielczości azymutalnej od odległości dla rzeczywistej oraz syntetycznej apertury



Rys. 8. Obraz radarowy (prędkość nośnika radaru V = 80 m/s): a) technika SLAR, b) technika SAR niezogniskowany

się ze stałą prędkością v = 80 m/s, na wysokości h = 500 m, w odległości R = 1,2 km, szerokość wiązki antenowej w kierunku azymutalnym wynosiła ok. 2,5°.

W przypadku techniki SAR niezogniskowany niewielkie niedokładności w pomiarze prędkości nie są dużym problemem. Prędkość ta ma bowiem wpływ na szerokość pasma filtru dolnoprzepustowego, a przy błędach określenia prędkości w granicach kilku procent negatywne efekty są praktycznie niezauważalne.

Istotnym problemem dla techniki SAR niezogniskowany, jak również SAR zogniskowany, jest natomiast niedokładność znajomości prędkości bocznej samolotu. Prędkość boczna powoduje bowiem przesunięcie (modulacje) idealnego przebiegu częstotliwości chwilowej sygnału obiektu punktowego i zniekształcenie geometryczne, a co za tym idzie pogorszenie rozróżnialności.

Przykładowe zobrazowanie SAR zogniskowany dla radaru pasma X o teoretycznej rozróżnialności azymutalnej  $\Delta r = 0.5$  m, poruszającego się ze stałą prędkością v = 80 m/s, na wysokości h = 500, w odległości R = 1.2kmdo środka obserwowanej sceny z założoną stałą prędkością boczną nosiciela  $V_y = 10$  m/s, co zostało przedstawione na rys. 9.



Rys. 9. Obraz radarowy SAR zogniskowany rozdzielczość 1 m×x1 m (prędkość nośnika radaru V = 80 m/s): a) obraz SAR,  $V_y = 0 \text{ m/s}$ , b) obraz SAR uzyskany dla stałej prędkości nosiciela z radarem  $V_y = 10 \text{ m/s}$ 

#### 2.3. Technika SAR w warunkach rzeczywistych

#### 2.3.1. Wpływ turbulencji atmosferycznych na obraz SAR

W dotychczasowych rozważaniach zakładano, że samolot porusza się po linii prostej ze stałą prędkością. W rzeczywistych sytuacjach założenie to często nie jest spełnione: samolot może zmieniać swoją prędkość wzdłużną, może również posiadać pewną składową prędkości bocznej. Dodatkowo przyrządy nawigacyjne samolotu podają informacje o tych zmianach z pewnym błędem. Dlatego wykonano symulację lotu w warunkach turbulentnej atmosfery dla dwóch rodzajów statków powietrznych. Dla niewielkiego samolotu bezpilotowego o masie własnej kilku kilogramów (HOB-bit) oraz średniej wielkości statku powietrznego o masie własnej kilku tysięcy kilogramów (BRYZA) [15].

Dla statku powietrznego HOB-bit o masie 4 kg i rozpiętości skrzydeł 1,7 m profil symulowanych zmian prędkości liniowych jest zgodny z profilem zmian turbulencji atmosferycznych. Ilustrują to rysunki 10 i 11 [15].

Łatwo zauważalna jest korelacja przebiegu składowej prędkości samolotu u(t) z odpowiadającą mu składową wiatru  $u_w(t)$ . Samolot "filtruje jedynie tur-



Rys. 11. Składowa podłużna prędkości samolotu u [15]

bulencje o największych częstotliwościach – przebiegi u(t) są częściowo wygładzone. Konsekwencją tego jest zgodność gęstości widmowych obu przebiegów, co pokazano na rys. 12 i 13.



Rys. 13. Gęstość widmowa składowej podłużnej prędkości samolotu u [15]

W odniesieniu do prędkości kątowych należy stwierdzić, że gęstości widmowe tych parametrów wykazują maksimum dla charakterystycznej częstości ruchów własnych dla danego statku powietrznego. Przykładowy przebieg prędkości kątowej przechylenia p(t) oraz jego gęstości widmowej pokazano na rys. 14 i 15 [15].



Rys. 15. Gęstość widmowa prędkości kątowej przechylenia samolotu [15]

Natomiast samolot Bryza o masie 6500 kg i rozpiętości skrzydeł 22 m zachowuje się odmiennie, niż niewielki HOB-bit. W warunkach turbulencji wszystkie parametry tego samolotu zmieniają się w sposób wynikający z jego charakterystycznych ruchów własnych – zarówno podłużnych, jak i bocznych. Szczególnie widoczne są podłużne oscylacje długookresowe (fugoidy). Pokazono to na rys. 16, 17, 18 [15].

Jak wynika z porównania obu statków powietrznych, łatwiej jest uzyskać zobrazowanie z radaru umieszczonego na większym statku powietrznym, ze względu na jego charakterystyki dynamiczne, które umożliwiają mu bardziej "spokojny" lot. Natomiast samolot mały i lekki jest wrażliwy na podmuchy wiatru, reaguje na nie praktycznie natychmiast, co nie jest korzystne w procesie uzyskiwania zobrazowania terenu za pomocą radaru z syntetyczną aperturą.

Dla przykładu i porównania, na rysunkach 19 i 20 przedstawiono symulowane zobrazowania SAR uzyskane dla przykładowego nośnika (HOB-bit) dla różnych błędów prędkości wzdłużnej i poprzecznej. Przykładowe symulowane zobrazowania dla nośnika radaru, wykorzystującego samolot Bryza, przedstawione zostały we wcześniejszej części artykułu (rys. 6 i 8).



Rys. 18. Składowa wiatru  $u_w$  [15]



Rys. 19. Obraz radarowy SAR zogniskowany, rozdzielczość 1 m×1 m (prędkość nosiciela V = 30 m/s): a) obraz radarowy SAR uzyskany z błędem prędkości  $\Delta V = 0\%$ , b) obraz radarowy SAR uzyskany z błędem prędkości  $\Delta V = 16,7\%$ 



Rys. 20. Obraz radarowy SAR zogniskowany, rozdzielczość 1 m×1 m (prędkość nosiciela radaru V = 80 m/s): a) obraz radarowy SAR uzyskany z błędem prędkości  $\Delta V = 0 \text{ m/s}$ , b) obraz radarowy uzyskany dla stałej prędkości bocznej platformy z radarem  $V_y = 10 \text{ m/s}$ 

Nawet pobieżna analiza obrazów pokazuje, jak istotne jest precyzyjne określenie prędkości wzdłużnej i poprzecznej statku powietrznego.

#### 2.3.2. Zniekształcenia geometryczne i ich korekcja

Zmienna prędkość wzdłużna oraz boczna samolotu mogą powodować dodatkowo istotne zniekształcenia geometryczne w powstałym obrazie.

Aby zminimalizować te zniekształcenia, wynikowy obraz jest poddawany korekcji. Wykorzystywane są przy tym informacje o położeniu geograficznym samolotu, pochodzące z przyrządów nawigacyjnych, oraz prędkość boczna wyestymowana z widma sygnału. Korekta polega na porównaniu idealnych i zmierzonych współrzędnych geograficznych obrazu.

W razie niezgodności obraz jest przekształcany za pomocą interpolacji [3], [4]. Dodatkowo w celu kompensacji opisanych zniekształceń można zastosować techniki przetwarzania SAR *autofocus*.

Wykorzystując te techniki, istnieje możliwość uzyskania zobrazowań radarowych o rozróżnialnościach bliskich rozróżnialnościom teoretycznym, założonym dla ruchu prostoliniowego platformy z radarem [1], [4], [7]-[10], takich jak przedstawiono przykładowo na rysunkach 6a, 9a, 19a i 20a.

## 3. Podsumowanie

W artykule zaprezentowano wpływ warunków atmosferycznych na jakość zobrazowań uzyskiwanych za pomocą radaru z syntetyczną aperturą (SAR).

Tryb pracy SAR umożliwia nowoczesnym radarom tworzenie w czasie rzeczywistym map terenu o rozdzielczości rzędu kilkudziesięciu centymetrów bez względu na porę dnia i warunki pogodowe. Ta właściwość może być wykorzystana zarówno przez służby wojskowe, jak i cywilne.

Uzyskane w przeprowadzonych symulacjach oraz lotach na średniej wielkości statku powietrznym wyniki potwierdzają dużą przydatność techniki SAR do wspomagania pilota statku powietrznego w czasie lotów w trudnych warunkach atmosferycznych. Zdolność do uzyskiwania obrazu radarowego powierzchni Ziemi, między innymi w deszczu, mgle, silnym zachmurzeniu czy w nocy, czyni go atrakcyjnym jako uzupełnienie standardowych systemów nawigacyjnych używanych na samolotach. Jak wynika z przeprowadzonych analiz, największą trudnością dla radaru SAR są silne turbulencje, które mogą obniżać znacznie jakość uzyskanego zobrazowania, a w skrajnym przypadku nawet uniemożliwić jego uzyskanie.

Można temu przeciwdziałać, stosując wysokiej klasy systemy nawigacyjne oraz specjalne techniki przetwarzania sygnałów radiolokacyjnych.

Radary z syntetyczną aperturą mają zatem szansę stać się w bliskiej przyszłości jednym z podstawowych narzędzi nawigacyjnych pilota, z racji rzeczywistej przydatności dla potrzeb nawigacji bez względu na pogodę, porę dnia i nocy, co w obliczu znacznego postępu technologii mikrofalowych i przetwarzania sygnałów radarowych przy jednoczesnym obniżeniu kosztów pozyskania czyni ten fakt bardzo realnym w nieodległej przyszłości.

## Bibliografia

- 1. WEHNER D.R., 1995, High Resolution Radar, Second Edition, Artech House
- 2. CZEKAŁA Z., 1999, Parada radarów, Dom Wydawniczy Bellona, Warszawa
- 3. PURCHLA M.. MALANOWSKI M., 2003, Simple motion compensation algorithm for Unfocused Synthetic Aperture Radar, XII Wilga Symposium IEEE-SPIE, Wilga
- KULPA K., PURCHLA M., MALANOWSKI M., 2003, Real-time Unfocused SAR Algorithm with Motion Compensation, *International Radar Symposium*, Drezno
- 5. MISIUREWICZ J., 1996, Estymacja częstotliwości sygnałów nierównomiernie spróbkowanych – zastosowanie w cyfrowym przetwarzaniu sygnałów radiolokacyjnych, Rozprawa doktorska, Wydawnictwo Politechniki Warszawskiej, Warszawa
- NØRVANG MADSEN S., 1989, Estimating the Doppler centroid of SAR data, IEEE Trans. on Aerosp. and Electron. Syst., AES-25, 2, 134-140
- SAMCZYNSKI P., 2012, Super-convergent velocity estimator for an autofocus coherent MapDrift technique, *IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters*, 9, 2, 204-208
- 8. SAMCZYNSKI P., 2010, Koherentna parametryczna technika autoogniskowania obrazów radarowych z syntetyczną aperturą, Rozprawa doktorska, Wydawnictwo Politechniki Warszawskiej, Warszawa
- DAWIDOWICZ B., GADOŚ A., GORZELAŃCZYK A., JARZĘBSKA A., KULPA K.S., MORDZONEK M., SAMCZYŃSKI P., SMOLARCZYK M., 2005, First Polish SAR Trial, *IEE Proceedings – Radar Sonar and Navigation*, **153**, 2, 135-143
- MISIUREWICZ J., KULPA K., MALANOWSKI M., SAMCZYŃSKI P., MORDZO-NEK M., SMOLARCZYK M., 2009, Czynniki ograniczające rozdzielczość obrazów SAR, VIII Krajowa Konferencja Elektroniki, Darłówek Wschodni, Polska
- 11. DALL J., JORGENSEN J., CHRISTENSEN E., MADSEN S., 1992, Real-time processor for the Danish airborne SAR, *IEE Proceedings-F*, **139**, 2, 115-121
- 12. SKOLNIK M., 1970, Radar Handbook, McGRAW-Hill, Inc.
- 13. STIMSON G.W., 1998, Introduction to AIRBORNE RADAR, SciTech Publishing, Inc.
- 14. MORCHIN W., 1993, Radar Engineer's Sourcebook, Artech House
- KOWALECZKO G., KRZONKALLA J., NOWAKOWSKI M., 2008, Odpowiedź samolotów o różnych charakterystykach masowo geometrycznych na turbulencje atmosfery, [W:] *Mechanika w Lotnictwie, ML-XIII 2008*, J. Maryniak (red.), PTMTS Warszawa

# Flights in difficult atmospheric conditions supported by application of SAR radar

#### Abstract

The paper presents analysis of making use of the synthetic aperture radar (SAR) for the improvement of flight safety in extreme weather conditions. When the human life is at risk, then any device which can provide additional flight information to the pilot is worth of consideration. The SAR radar allow for image creation in any weather conditions, during night or day time. Due to that, it can be used as an additional sensor able to provide navigation data and estimation of the plane position. This task is possible by comparing the synthetic aperture image with the on-board stored database containing ground images. In the case of lack of GPS data, such comparison can provide valuable navigation data.

# SYMULATORY LOTU W OSTATNIM 60-LECIU

Cezary Szczepański

Politechnika Wrocławska, Instytut Inżynierii Lotniczej, Procesowej i Maszyn Energetycznych e-mail: cezary.szczepanski@pwr.wroc.pl; cjsz@poczta.onet.pl

W artykule przedstawiono zarys stosowania symulatorów lotu na świecie w ciągu ostatnich 60. lat. Wspomniano o systematyzacji symulatorów lotu i urządzeń treningowych związanej z ich certyfikacją. Na tym tle przedstawiono wykorzystanie symulatorów lotu i urządzeń treningowych w Polsce w tym samym okresie. Omówiono zrealizowany, choć nieformalny, "Narodowy Program Symulatorowy". Podkreślono pionierską rolę, jaką odegrał ś.p. prof. Jerzy Maryniak w podjęciu się przez polskie instytucje naukowe i firmy opracowania własnych symulatorów lotu, przeznaczonych do szkolenia pilotów Polskich Sił Powietrznych.

# 1. Wprowadzenie

Symulatory lotu pojawiły się w lotnictwie na świecie tuż po pierwszych samolotach. Powstały w wyniku potrzeby szkolenia przyszłych pilotów bez wykorzystywania w tym celu samolotów, wówczas nielicznych i z tego powodu mało dostępnych. Budowano je od początku z myślą o szkoleniu pilotów w zakresie techniki sterowania lotem, a przede wszystkim bezpiecznego lądowania. Wyróżnia się dwa podejścia do zagadnienia konstrukcji symulatora lotu. Pierwsze, to wykorzystanie do tego celu kadłuba samolotu, często niedokończonego lub wyposażonego jedynie w układy i organy sterowania, a drugie, to budowa specjalnego urządzenia, niewyglądającego jak samolot, który miało symulować. Przykładami takich rozwiązań są:

• symulator-samolot "Flyer-B" braci Wright, pozbawiony części ogonowej i silnika. Miał on system ruchu o jednym stopniu swobody, gdyż napędzany silnikiem elektrycznym wykonywał przechylenia, jakie musiał kompensować uczeń za pomocą sterów tak, aby utrzymać ten symulator w poziomie. Opanowanie tej sztuki dawało mu szansę na skuteczne pilotowanie rzeczywistego samolotu Flyer-B, a co za tym idzie, kwalifikowało ucznia do stania się pilotem rzeczywistego samolotu; pierwszy, w istocie syntetyczny, symulator lotu, pochodzący z 1909 lub 1910 roku, nazwany "Antoinette" (por. rys. 1) miał już system ruchu o dwu stopniach swobody. Zbudowany był z dwu połówek beczki, zamontowanych jedna na drugiej, imitujących przechylenia i pochylenia samolotu. Zmiany tych kątów generowane były ręcznie przez obsługę symulatora, a zadaniem pilota siedzącego na jego szczycie było utrzymanie poziomej belki odniesienia równolegle do płaszczyzny horyzontu. Opanowanie tej umiejętności dawało podstawy do stwierdzenia o posiadaniu przez ucznia wystarczających kwalifikacji do pilotowania samolotu.



Rys. 1. Pierwszy syntetyczny symulator lotu "Antoinette" [1]

O szerokim, systematycznym stosowaniu symulatorów lotu do szkolenia pilotów możemy jednak mówić dopiero po II wojnie światowej. Wiąże się to z rozpowszechnieniem opracowanego przez Edwina A. Linka urządzenia, zwanego często od nazwiska jego twórcy "Link Trainer" lub ze względu na malowanie "Blue Box". Miało ono pierwszorzędne znaczenie dla rozpowszechnienia symulatorów lotu i uznania ich za podstawowe narzędzia do szkolenia pilotów, a później i innych członków załóg latających. Jeden z zachowanych egzemplarzy przedstawiono na rys. 2. Symulator ten miał system ruchu o trzech stopniach swobody, wykorzystujący jako napęd silniki elektryczne. Mógł on imitować wszystkie ruchy obrotowe samolotu. Nie był wyposażony w system wizualizacji, a orientację przestrzenną odwzorowywały podstawowe przyrządy nawigacyjne, jak wysokościomierz, prędkościomierz, wariometr, zakrętomierz czy wskaźniki naziemnych nawigacyjnych systemów radiowych. Ponadto kokpit wyposażony był w organy sterowania i zestaw przyrządów nawigacyjnych, adekwatnych do wymagań użytkownika konkretnego egzemplarza. Urządzenia te produkowano i sprzedawano od roku 1934 do 1950. Liczba wytworzonych egzemplarzy sięgała kilku tysięcy, możemy więc mówić o największej w historii symulatorów lotu serii produkcyjnej jednego typu urządzeń.



Rys. 2. Link Trainer - Blue Box

Jest jeszcze jeden fakt związany z symulatorami lotu, ważny z punktu widzenia historii rozwoju konstrukcji maszyn i generalnie myśli technicznej. Symulatory lotu były pierwszymi maszynami zbudowanymi specjalnie z myślą o szkoleniu operatorów/użytkowników innych maszyn (samolotów) przeznaczonych do realizacji złożonych zadań (lotów). Były to pierwsze urządzenia, których celem nie było odwzorowanie wyglądu jakieś maszyny, ale imitacja jej właściwości dynamicznych. Szczególną okolicznością towarzyszącą ich powstaniu był fakt konieczności sterowania w czasie rzeczywistym maszyną poruszającą się w trzech wymiarach. Zadanie to, bardzo trudne do realizacji przez człowieka jako nienaturalne dla niego, wymagało innego niż zwykle podejścia do uczenia się i opanowania go, przynajmniej w zakresie umożliwiającym dalsze bezpieczne szkolenie na rzeczywistym samolocie. Rolę narzędzi spełniających takie oczekiwania przyjęły symulatory lotu.

Pozytywne doświadczenia uzyskane podczas budowy i eksploatacji symulatorów lotu spowodowały rozpowszechnienie takiego podejścia do szkolenia operatorów na inne dziedziny i obszary techniki, szczególnie tam, gdzie mamy do czynienia ze sterowaniem przez człowieka-operatora systemami technicznymi w czasie rzeczywistym. Dziś już nikogo nie dziwią symulatory sterowni elektrowni jądrowych i konwencjonalnych, symulatory do nauki jazdy samochodami, dla operatorów buldożerów, nawigatorów i kapitanów statków i okrętów, operatorów rozmaitych systemów uzbrojenia. Podstawy do tak szerokiego rozwoju technik i technologii symulacyjnych i symulatorowych, stworzyły symulatory lotu towarzyszące rozwojowi lotnictwa, a później astronautyki, od samego ich zarania.

## 2. Symulatory na świecie

Po II wojnie światowej pojawiły się pierwsze symulatory lotu nieprzeznaczone do szkolenia personelu latajacego – były to symulatory badawczokonstrukcyjne, budowane w celu całościowego przebadania założeń nowo projektowanych statków powietrznych, a także kosmicznych. Szczególnie ważna role odegrały one w programach mających na celu opracowanie nowatorskich samolotów, np. samolotu będącego poprzednikiem jumbo jeta, a także w programach kosmicznych lotów załogowych. Symulatory badawczo-konstrukcyjne były i nadal pozostają podstawowym narzędziem do optymalizacji kokpitów statków powietrznych traktowanych jako interfejs człowiek-system techniczny. Wszędzie tam, gdzie koszty popełnienia błędu podczas prób rzeczywistego urządzenia są duże lub próby te wiążą się ze znacznym ryzykiem bądź nie można ich praktycznie przeprowadzić, symulatory badawcze są i będą najlepszym narzędziem do projektowania takich systemów. Jednym z przykładów takich symulatorów jest FSAA (Flight Simulator for Advanced Aircraft) zbudowany i eksploatowany w laboratorium NASA Ames Research Center (por. rys. 3). Powstał w ramach programu majacego na celu opracowanie nowej klasy samolotów transportowych i liniowych. Stosowany był do weryfikacji założeń aerodynamicznych i systemów sterowania lotem, pod kątem optymalizacji efektywności przy zachowaniu akceptowalnych właściwości pilotażowych. W sumie wykorzystano go do połowy lat 80. w co najmniej 75 programach, z których 8 uznano za ważne z punktu widzenia rozwoju techniki lotniczej, a między innymi w takich jak: naddźwiękowy samolot transportowy, samolot krótkiego startu i lądowania o zmiennym położeniu wirników, prom kosmiczny [6].

Symulatory stosowano szeroko w okresie ostatnich 60. lat w lotnictwie do szkolenia członków załóg statków powietrznych, niebędących pilotami oraz naziemnego personelu lotniczego, np. mechaników lotniczych, kierowników lotów czy kontrolerów ruchu lotniczego. Personel techniczny uczy się prawidłowego wykonywania obsługi samolotów i śmigłowców na specjalistycznych symulatorach zbudowanych w technologii rzeczywistości wirtualnej na początkowym etapie szkolenia, a na symulatorach zawierających rzeczywiste elementy wyposażenia, na jego końcowym etapie. Kierownicy lotów i kontrolerzy ruchu lot-



Rys. 3. Symulator badawczy FSAA w NASA Ames Research Laboratory

niczego podstawową część szkolenia praktycznego odbywają na symulatorach centrów kierowania ruchem lotniczym i poszczególnych lotnisk oraz symulatorach w ośrodkach szkolenia takiego personelu. Symulatory te nie odwzorowują poszczególnych lotnisk, a jedynie imitują standardowe układy i wyposażenie wymagane na lotniskach i w centrach zarządzania ruchem, na poszczególnych poziomach odpowiedzialności. Dopiero po pozytywnym zakończeniu takiego szkolenia dopuszczani są do końcowego szkolenia i pracy na rzeczywistym lotnisku.

W przypadku pojedynczych, skomplikowanych i kosztownych systemów symulacyjnych wykorzystywano je zarówno do szkolenia, jak też do prac badawczo-konstrukcyjnych. Przykładem takiego urządzenia jest symulator VMS (*Vertical Motion Simulator*) wykorzystywany od początku lat 80. XX w., zarówno do konstrukcji, jak też do szkolenia pilotów promów kosmicznych (por. rys. 4). Na etapie konstruowania promów kosmicznych, symulator ten stanowił podstawowe narzędzie do optymalizacji interfejsu prom-pilot, czyli kokpitu wahadłowca kosmicznego. W tym przypadku było to zagadnienie fundamentalne dla bezpieczeństwa lotu, gdyż lądowanie promu musiało być wykonane za pierwszym podejściem. Ilość i sposób przekazywania informacji pilotom promu musiały ułatwić im wykonanie tego zadania w optymalny sposób. Jedyną metoda zapewnienia zoptymalizowanej konfiguracji kokpitu było sprawdzenie jej na symulatorze lotu promu kosmicznego. Następnym etapem wykorzystania symulatora VMS było szkolenie kolejnych załóg promów kosmicznych w pilotażu, gdzie szczególnie ważne było ćwiczenie procedury podejścia do ladowania i samego ladowania, zarówno w warunkach standardowych, jak też awaryjnych lub niebezpiecznych. Właściwe odwzorowanie bodźców ruchowych działających na pilotów wahadłowca uzyskano dzięki specjalnemu systemowi ruchu o sześciu stopniach swobody, gdzie znacznie, w stosunku do standardowego systemu ruchu symulatora lotu, zwiększono zakres ruchu pionowego wynosi on 18,3 m, a przyspieszenia pionowe  $\pm 10 \text{ m/s}^2$ . Na rysunku 4 pokazano przykładową trajektorię ruchu kabiny symulatora, dla której piloci promu kosmicznego mieli właściwe odczucia wrażeń ruchowych podczas ladowania.



Rys. 4. Vertical Motion Simulator w NASA Ames Research Laboratory. Pokazano ruch kabiny, przy którym piloci mieli dobre odczucia wrażeń ruchowych podczas lądowania Space Shuttle

Intensywny rozwój lotnictwa w latach 60., charakteryzował się powstawaniem samolotów latających coraz szybciej i wyżej. Zaczęły wówczas nabierać znaczenia zjawiska do tamtego czasu niezachodzące, niemające znaczenia lub takie, których źródeł nie znano. Przykładem tego rodzaju sytuacji może być kwestia orientacji przestrzennej pilotów, szczególnie istotna w warunkach wykonywania lotów z dużymi przeciążeniami, niejednokrotnie długotrwałymi. W tym przypadku okazało się, że można wytrenować organizm pilota, przygotowując go do warunków lotu, w których łatwo może się pojawić utrata orientacji przestrzennej wywołana działaniem znacznych przeciążeń. Do tego celu bardzo dobrze nadają się specjalizowane symulatory lotu, nazywane wirówkami. Jedno z takich urządzeń przedstawiono na rys. 5. Prowadzono na nich także badania, które pozwalają nie tylko na zoptymalizowanie treningu pilotów, przygotowujących do lotów z dużymi przeciążeniami, ale także do optymalizacji interfejsów pilot-samolot oraz systemów podtrzymania życia i umożliwienia skutecznego działania pilotom w takich warunkach [4]. Jest to kolejny przykład kosztownych, jednostkowych symulatorów lotu wykorzystywanych zarówno do szkolenia, jak i do badań.



Rys. 5. Wirówka przeciążeniowa do treningu pilotów w warunkach podwyższonych przeciążeń w Wojskowym Instytucie Medycyny Lotniczej w Warszawie

Wraz z burzliwym rozwojem lotnictwa amatorskiego i sportowego, szczególnie od lat 90. XX w., utrata orientacji przestrzennej stała się jedną z częstszych przyczyn wypadków i katastrof w tym obszarze lotnictwa. W dotychczasowym procesie szkolenia lotniczego piloci-amatorzy nie byli zapoznawani z tym zjawiskiem, a co najwyżej informowano ich podczas szkoleń teoretycznych, że może ono nastąpić. W ostatnich latach podjęto wysiłki, szczególnie w USA, aby zapobiec tej tendencji. W tym celu opracowano proste urządzenia treningowe (por. rys. 6), których głównym celem jest szkolenie pilotów amatorskich w zakresie zapoznania ich ze zjawiskiem utraty orientacji przestrzennej i sposobami bezpiecznego i skutecznego wychodzenia z takich sytuacji.



Rys. 6. Urządzenie treningowe do zapoznania pilotów z utratą orientacji przestrzennej

Urządzenia o podobnych funkcjach, tj. zaznajomienia z nietypowymi lub/i niebezpiecznymi warunkami lotu, zbudowano także w znacznych ilościach do trenowania pilotów wojskowych w lotach na dużych wysokościach – są to tzw. komory hypobaryczne – oraz do szkolenia ich w awaryjnym opuszczaniu samolotu – symulatory katapultowania (por. rys. 14). Ich funkcje to zapoznanie pilotów z takimi sytuacjami i warunkami lotu, przyzwyczajenie i wytrenowanie organizmów do lotów w warunkach obniżonego ciśnienia, a na koniec – wpojenie nawyków i właściwych reakcji na wypadek zajścia najczęstszych lub najniebezpieczniejszych sytuacji awaryjnych.

W lotnictwie cywilnym symulatory lotu stosuje się prawie wyłącznie do szkolenia personelu lotniczego latającego i naziemnego. Nieliczne symulatory badawczo-konstrukcyjne wykorzystywane przez producentów samolotów komunikacyjnych działają na tych samych zasadach i w takich samych zakresach, jakie stosowane są w omówionych już symulatorach lotu samolotów wojskowych i statków kosmicznych. Skomplikowane i drogie symulatory lotu (por. rys. 13) stosowane są przede wszystkim do szkolenia pilotów i załóg samolotów liniowych i transportowych oraz śmigłowców, na końcowych etapach szkolenia, przy przechodzeniu doświadczonych pilotów na nowy typ statku powietrznego oraz zgrywaniu i trenowaniu załóg w opanowaniu reakcji na stany awaryjne. W procesie szkolenia pilotów, na jego początkowych etapach, zaczęto stosować na masową dziś skalę prostsze urządzenia treningowe (por. rys. 12), na których szkoli się lub doskonali pilotów w realizacji pewnych zadań cząstkowych. Szczególnie powszechne są tu urządzenia treningowe do ćwiczenia wykorzystania systemów nawigacyjnych oraz zgrywania załóg wieloosobowych.

Masowość transportu powietrznego w skali światowej, z jaka mamy do czynienia od lat 80. XX w. spowodowała konieczność standaryzacji procedur wykonywania lotów w międzynarodowej przestrzeni kontrolowanej. Dotyczy ona nie tylko sprzętu i procedur, ale także umiejętności załóg je realizujących. Ujednoliceniu umiejętności załóg lotniczych służyć mają także ustandaryzowane metody i zakresy szkolenia. Powszechność stosowania symulatorów i urzadzeń treningowych do szkolenia w lotnictwie cywilnym spowodowała konieczność unormowania zarówno zakresu i sposobu ich używania podczas procesu szkolenia, jak też wymagań odnośnie ich możliwości, wyposażenia i parametrów technicznych. Pierwsze wymagania opracowano w Wielkiej Brytanii, USA i Australii w latach 70. XX wieku. Była to norma ARINC 610 opracowana przez IATA FSTSC (Flight Simulation Technical Sub-Committee) dotycząca stosowania awioniki samolotowej w symulatorach lotu. Bardziej kompleksowe normy powstały w latach 80. w USA i w Europie. Podstawową ich cechą było odróżnienie symulatorów lotu od urządzeń treningowych oraz zróżnicowanie ich zastosowań, w zależności od zakresu i poziomu szkolenia pilotów i załóg statków powietrznych. W Europie normy te opracowano osobno dla symulatorów i urządzeń treningowych samolotów i śmigłowców.

Obecnie możemy już mówić o pewnym ujednoliceniu w tej dziedzinie, gdyż mamy powszechnie uznawane dwa standardy: amerykański – wydany przez FAA i europejski – opracowany przez JAA, obecnie EASA. Symulatory lotu bardziej skomplikowane, wierniej oddające właściwości dynamiczne urządzenia, wyposażone obligatoryjnie w systemy ruchu, o co najmniej trzech stopniach swobody – sklasyfikowano w czterech poziomach oznaczanych literami od A do D. Urządzenia treningowe prostsze niż symulatory, o ograniczonych zakresach symulacji stanów dynamicznych ruchu statku powietrznego, bez systemów ruchu – w standardzie FAA ujęte w 7 poziomów, a w europejskich normach w 5 poziomów oraz dodatkowo wyróżniono trójpoziomowe urządzenia do treningu procedur nawigacyjnych, tzw. FNPT (*Flight Navigation Procedures Trainer*), z których najwyższy zawiera urządzenia stosowane także do treningu zgrywania załóg wieloosobowych. Ostatnio pojęto próby ujednolicenia tych standardów. W roku 2009 ICAO wydała normę 9625 Issue 3 vol. I dotyczącą kryteriów badań kwalifikacyjnych dla symulatorów i urządzeń treningowych stałopłatów, a w listopadzie 2011 r. tom II dla wiropłatów. Pozwala to krajowym władzom lotnictwa cywilnego na ujednolicenie warunków certyfikacji symulatorów i urządzeń treningowych, a co za tym idzie, także na ujednolicenie warunków szkolenia i certyfikacji cywilnego personelu lotniczego. Doprowadzi to w krótkiej, prawdopodobnie, perspektywie czasu do jednolitego międzynarodowego standardu szkolenia cywilnego personelu lotniczego, a także sprzętu symulacyjnego wykorzystywanego do tego celu.

## 3. Polska – ostatnie 60 lat

#### 3.1. Lata 1950-1980

Sytuacja w Polsce w dziedzinie symulatorów lotu po II wojnie światowej była analogiczna do tej, jaka miała miejsce w obszarze całego sprzętu lotniczego. Praktycznie wyłącznym dostawcą samolotów i śmigłowców dla lotnictwa wojskowego i cywilnego był ZSRR. Wyjątkiem były tu samoloty: szkolny TS-7 "Bies" i szkolno-treningowy TS-11 "Iskra" – zaprojektowane przez zespół prof. Tadeusza Sołtyka i wyprodukowane w "WSK-Mielec". Z tego samego źródła co statki powietrzne pochodziły symulatory lotu, eksploatowane w Polsce w Wojskach Lotniczych i w PLL LOT. Lotnictwo aeroklubowe nie dysponowało symulatorami lotu stosowanymi w regularnym procesie szkolenia pilotów, jaki prowadziło na bardzo dużą skalę. Natomiast do samolotów szkolnych polskiej konstrukcji nie zamawiano ich symulatorów wraz z zamówieniami na same samoloty. Szkolenie lotnicze, szczególnie w lotnictwie wojskowym, odbywało się w całym cyklu na rzeczywistych samolotach. Urządzenia treningowe, nawet jeśli stosowano je w procesie szkolenia, nie miały w tym cyklu swojego stałego miejsca, wynikającego z przyjętej doktryny szkolenia personelu lotniczego.

Polskie Linie Lotnicze PLL LOT użytkowały jeden symulator lotu samolotu Ił-62M. Miał wiernie odwzorowany kokpit samolotów eksploatowanych przez tę linię lotniczą. Nie miał systemu ruchu, a jego system wizualizacji wykorzystywał makietę terenu wokół pasa startowego i samego pasa, nad którą przesuwała się czarno-biała kamera telewizyjna. Obraz prezentowany był na ekranie, na którym wyświetlał go rzutnik, przekazujący obraz z kamery. Ekran umieszczony przed kokpitem zapewniał pole widzenia tylko centralnej części otoczenia, leżącej bezpośrednio przed symulowanym samolotem. Jakość obrazu była zbliżona do rzeczywistej wyłącznie podczas symulacji kołowania po pasie startowym w nocy, podczas lekkiego zamglenia lub mżawki.

Pierwszym urządzeniem typu symulatora lotu w Wojskach Lotniczych była kabina treningowa TŁ-1, produkcji ZSRR. Nie odwzorowywała żadnego konkretnego typu samolotu, a zawierała jedynie podstawowe przyrządy nawigacyjne rozmieszczone tak, jak w kokpitach samolotów bojowych z lat 50. Nie była wyposażona w układ wizualizacji odwzorowujący sytuację na zewnątrz symulowanego samolotu, ani w układ ruchu. Pozwalała na szkolenie pilotów w zakresie podstawowego wykorzystania układów nawigacyjnych samolotów, szczególnie podczas fazy zbliżania i podejścia do ladowania. Do szkolenia w zakresie treningu strzeleckiego stosowano symulatory STŁ-2, zbliżone konstrukcją do TŁ-1. Technologicznie symulatory te nie były wyposażone w komputery, a bazowały na elektrotechnicznych układach i urządzeniach przeliczeniowych i sterujących. W latach 80. XX w. część symulatorów TŁ-1 zmodernizowano, upodobniając kokpit do wyposażenia samolotu TS-11 "Iskra", ponadto nawet w tych, których kabin w ten sposób nie zmieniono, wymieniono układy zasilania i sterowania na nowoczesne, wykonane w technice komputerów analogowych.



Rys. 7. Symulator samolotu MiG-21 bis (prod. PZL Warszawa-Okęcie, ETC-PZL Aerospace Industries)

W późniejszych latach, wraz z dostawami nowych statków powietrznych, pojawiły się w Wojskach Lotniczych symulatory lotu z rodziny KTS do samolotów: MiG-21, zmodernizowany na początku lat 90. do wersji MiG-21bis (por. rys. 7), Jak-40, M-28 "Bryza", MiG-29 oraz śmigłowca Mi-8. Te urządzenia odwzorowywały już kokpity odpowiedniego typu statku powietrznego, niekoniecznie jednak w wersjach eksploatowanych aktualnie przez wojska. Prawie wszystkie urządzenia, oprócz symulatora "Bryzy", posiadały układy wizualizacji w postaci makiet terenu, nad którymi przesuwała się czarno-biała kamera telewizyjna. W przypadku symulatora samolotu MiG-21 to makieta pasa startowego z okolicami, umieszczona na pasie "bez końca", przesuwała się przed nieruchomą kamerą. Symulator "Bryzy", dostarczony w latach 90., ma system wizualizacji z komputerową generacją obrazu. Ponadto symulatory samolotu "Bryza" i śmigłowca Mi-8 wyposażone były w układy ruchu o trzech stopniach swobody.

W tym czasie narastało w Wojskach Lotniczych przekonanie o przydatności symulatorów lotu i urządzeń treningowych do szkolenia pilotów bojowych, na wszystkich etapach szkolenia i treningu. Pojawiły się pierwsze prace studialne i projekty nowych sposobów szkolenia, w których symulatory lotu znajdowały swoje bardzo ważne miejsce.

## 3.2. Lata 80.

Zespół naukowo-badawczy na Wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej, kierowany przez ś.p. profesora Jerzego Maryniaka, już w połowie lat 70. rozpoczał prace mające na celu opracowanie modeli matematycznych dynamiki ruchu samolotów, z myśla o zastosowaniu ich w nowoopracowywanych symulatorach lotu. Profesor zaproponował nowatorskie w skali kraju podejście do tego zagadnienia, polegające na opracowaniu zintegrowanego modelu całego systemu dynamiki samolotu, wraz z jego układami sterowania i zespołem napędowym. Zastosowane w tym celu metody oraz szczegółowe przedstawienie opracowanych wówczas modeli matematycznych są tematem licznych opracowań i publikacji, nie będą więc tu bliżej omawiane. W tym miejscu należy jednak szczególnie podkreślić świadome dążenie do opracowania dokładnych modeli matematycznych działania wszystkich elementów systemu sterowania obiektem dynamicznym, jakim jest samolot, w stanach normalnych oraz awaryjnych, możliwych do realizacji w czasie rzeczywistym na dostępnych komputerach. Takie postawienie zagadnienia modelowania ruchu samolotu było pionierskie w skali kraju. Pociągnęło za sobą rozwój metod modelowania w kierunku opracowywania specjalizowanych, efektywnych modeli matematycznych, jakie mogły znaleźć zastosowanie w symulatorach oraz innych aplikacjach związanych ze sterowaniem rzeczywistymi urządzeniami.

Pierwszym symulatorem, nad jakim podjęto wówczas w Polsce prace, było urządzenie dla opracowywanego właśnie samolotu szkolno-bojowego I-22 "Iryda". Miał to być symulator klasy "Full Mission", czyli najwyższej klasy symulator lotu, tzw. "Full Flight Simulator" (FFS), dodatkowo z pełną symulacją układów uzbrojenia będących na wyposażeniu tego samolotu. Urządzeniu temu nadano nazwę "Iapetus" (por. rys. 8), a był on projektowany i wykonany w Zakładzie Systemów Symulacyjnych i Elektronicznych WSK-PZL "Warszawa-Okęcie". Zespół pod kierunkiem Pana Profesora opracował modele matematyczne dynamiki lotu samolotu dla pierwotnej wersji tego symulatora.



Rys. 8. Symulator "Iapetus"

Symulator był wyposażony w kolimacyjny układ wizualizacji i układ ruchu o sześciu stopniach swobody. Oba zaprojektowane i zintegrowane w ZSSiE WSK-PZL "Warszawa-Okęcie". Wszystkie elementy i układy symulatora były wykonane w zakładach polskich. Część z nich wymagała opracowania i uruchomienia nowych technologii wytwarzania, co przyczyniło się do rozwoju np. technologii produkcji układów optycznych, wykorzystywanych później do wytwarzania elementów i urządzeń nie tylko związanych z symulatorami lotu. Kabina symulatora odwzorowywała w 100% przedni kokpit symulowanego samolotu I-22 "Iryda".

Dalszy los symulatora był konsekwencją losu samego samolotu. Ze względu na rezygnację Wojsk Lotniczych z wprowadzenia "Irydy" na uzbrojenie, podjęto decyzję o przebudowie symulatora "Iapetus" na badawczy symulator lotu. Symulator ten, w dalszym ciągu nazywany "Iapetus", został przekazany w 1991 roku do Wojskowego Instytutu Medycyny Lotniczej, w celu wykonywania badań z obszaru fizjologii i psychofizjologii lotniczej. Zmieniono jego kokpit na odwzorowujący w większym stopniu eksploatowane w Wojskach Lotniczych samoloty szkolno-treningowe TS-11 "Iskra". Uzupełniono wyposażenie o brakujące przyrządy imitujące awionikę "Iskry" oraz zmieniono model matematyczny, zamieniając model aerodynamiki "Irydy" na model "Iskry" z dwoma silnikami, typu SO-3 stosowanymi na "Iskrach". Także modele uzbrojenia odpowiadały tym, jakie znajdowały się na wyposażeniu "Iskier" eksploatowanych w Wojskach Lotniczych. Symulator "Iapetus" do dziś jest wykorzystywany w WIML, m.in. do badań z obszaru medycyny lotniczej czy efektywności szkolenia lotniczego, np. [4], [5], i wielokrotnie modernizowany, nadal przewidywany jest do eksploatacji jako narzędzie badawcze dla naukowców i konstruktorów.

# 3.3. Narodowy Program Symulatorowy

Na początku lat 90., wraz z powstaniem na warszawskim Okęciu firmy specjalizującej się w projektowaniu i budowie symulatorów, a wywodzącej się z ZZSiE WSK-PZL "Warszawa-Okęcie", w Departamencie Rozwoju i Wdrożeń Ministerstwa Obrony Narodowej pojawił się pomysł realizacji Narodowego Programu Symulatorowego. Celem podstawowym tego programu było unowocześnienie metod szkolenia pilotów wojskowych poprzez wprowadzenie nowoczesnego sprzętu symulacyjnego. Specjaliści z Wojsk Lotniczych, MON i producenta symulatorów sformułowali ramy planu. Jego optymalną realizację zapewniła firma działająca w Polsce. Nie przybrał on jednak formalnej postaci, choć już pod koniec jego trwania używano tej nazwy w kręgach MON i NATO [3].

W ramach tego programu zaplanowano opracowanie, skonstruowanie, zbudowanie i przebadanie szeregu symulatorów lotu. Kolejność realizacji poszczególnych symulatorów i urządzeń treningowych wynikała z:

- braku symulatorów do szkolenia dużej ilości pilotów na dany typ statku powietrznego,
- przewidywanego zakresu szkolenia, a więc stopnia komplikacji technicznej urządzenia,
- doświadczenia konstruktorów i użytkowników symulatorów,
- możliwości finansowych Wojsk Lotniczych.

Ze względów finansowych oraz dostępności serwisu zdecydowano powierzyć realizację planu firmie działającej w Polsce, wykorzystując polski personel i podzespoły dostępne na rynkach światowych. Postanowiono oprzeć się na własnych technologiach, wykorzystując doświadczenia zdobyte przez zespół pracowników ZZSiE WSK-PZL "Warszawa-Okęcie" podczas modernizacji istniejących symulatorów lotu oraz opracowania nowych symulatorów badawczych dla Wojsk Lotniczych.

W ramach tego programu w firmie IDS-PZL Aerospace Industries (dziś ETC-PZL Aerospace Industries) zaprojektowano, wykonano i przekazano do

użytkowania w Polskich Siłach Powietrznych i Wojskach Lądowych następujące symulatory lotu:

- samolotu TS-11 "Iskra"
- samolotu PZL-130 "Orlik"
- samolotu Su-22 M4
- śmigłowca W3-WA "Sokół"

Oprócz symulatorów lotu w ramach tego programu wykonano także symulatory katapultowania oraz urządzenia treningowe, nazywane niekiedy "squadron level trainers".

We wszystkich przypadkach zaprojektowanie i wykonanie symulatora lotu wymagało opracowania tzw. *flight data package*, czyli zestawu danych i informacji umożliwiających budowę modelu dynamiki ruchu symulowanego statku powietrznego wraz ze wszystkimi modelami działania instalacji pokładowych i uzbrojenia, w warunkach normalnych i w stanach awaryjnych. Dla każdego przypadku należało określić wykaz stanów awaryjnych, jakie będą odwzorowane na symulatorze. Wybierano do symulacji stany najczęściej występujące, najgroźniejsze dla bezpieczeństwa wykonywania lotów oraz wymagane przez programy szkolenia. Wymienione symulatory lotu były opracowane i wykonane przy współpracy z ośrodkami naukowo badawczymi, w tym przede wszystkim z Instytutem Technicznym Wojsk Lotniczych, w którym na bazie Narodowego Programu Symulatorowego stworzono zespół tworzący modele matematyczne dynamiki lotu oraz funkcjonowania wszystkich systemów pokładowych symulowanych obiektów w stanach normalnych i awaryjnych.

Pierwszy w Programie symulator samolotu TS-11 "Iskra" (por. rys. 9) ze względu na zakres symulowanych stanów i faz lotu. można zaliczyć do klasy Full Mission Simulator (FMS), ale bez systemu ruchu. System wizualizacji, z komputerową generacją obrazu, odwzorowywał rzeczywisty obraz 40 000 km<sup>2</sup> terenu Polski, w tym okolice Dęblina z wysoką wiernością. Obraz ten wyświetlany był przez kolimatorowy układ prezentacji obrazu, zaprojektowany i wykonany przez producenta całego symulatora, który zapewniał pole widzenia z kokpitu  $105^{\circ} \times 30^{\circ}$ . Symulator ten umożliwia szkolenie pilotów w całym eksploatacyjnym zakresie wykonywania lotów, w dowolnych warunkach pogodowych, porze roku i porze doby. Można na nim trenować reakcje na ponad 60 wybranych stanów awaryjnych. Opracowanie przez Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych modelu dynamiki lotu, umożliwiającego tak szeroki zakres symulacji lotów, możliwy był dzięki dodatkowym programom badawczym zrealizowanym przez ten instytut na zlecenie DRiW MON. Symulator ten był pierwszym nowoczesnym symulatorem lotu, jaki znalazł się w eksploatacji Wojsk

Lotniczych, porównywalnym, a nawet przewyższającym pod względem zakresu możliwej symulacji lotu wiele podobnych urządzeń produkcji renomowanych światowych firm symulatorowych. Od czasu jego przekazania do użytkowania w roku 1992 aż do dziś symulator ten jest użytkowany przez Wyższą Szkołę Oficerską Sił Powietrznych (WSOSP) w Dęblinie.



Rys. 9. Kabina symulatora samolotu TS-11 "Iskra" (producent ETC-PZL Aerospace Industries)



Rys. 10. Symulator lotu samolotu PZL-130 "Orlik" (producent ETC-PZL Aerospace Industries)

Kolejnym symulatorem lotu wykonanym w ramach Narodowego Programu Symulatorowego jest system odwzorowujący samolot PZL-130 "Orlik" (por. rys. 10). Pod wieloma względami jest podobny do symulatora "Iskry" opisanego powyżej i tak jak on może być zaliczony do klasy FMS. Przekazany
do użytku w WSOSP w 1994 roku jest nowocześniejszy i ma większy zakres symulowanych stanów awaryjnych - ponad 100. Także pole widzenia z kokpitu symulatora, zapewnione przez kolimacyjny układ prezentacji, jest większe i wynosi  $120^{\circ} \times 30^{\circ}$ .

Warte podkreślenia w tym przypadku jest skoordynowanie wprowadzenia do użytkowania w Szkole Orląt samolotu i jego symulatora. Pierwsza grupa podchorążych, jaka miała odbyć szkolenie na samolocie PZL-130 "Orlik", przed lotami została skierowana na trening na symulatorze lotu, co dotychczas nie miało miejsca. O słuszności tego postępowania, nowego dla Szkoły, świadczy fakt, że z grupy podchorażych równolegle szkolonej na dobrze znanych samolotach TS-11 "Iskra" prawo samodzielnego wylotu na koniec tego poczatkowego etapu szkolenia dostało dwu pilotów, a z grupy szkolonej na wprowadzonym właśnie do szkolenia "Orliku" – dziewięciu. Decyzje o prawie samodzielnego wylotu instruktorzy podejmują zawsze bardzo ostrożnie i takie proporcje pomiędzy liczbą decyzji odnośnie samolotu bardzo dobrze znanego, jakim była "Iskra", a samolotem nowym – "Orlikiem", świadczy o skuteczności treningu z wykorzystaniem symulatora. Po tym doświadczeniu zmieniono cykl szkolenia w taki sposób, aby szkolenie w powietrzu na rzeczywistym samolocie było zawsze poprzedzane treningiem na jego symulatorze. Jedynym ograniczeniem okazała się ograniczona przepustowość symulatorów, będących w dyspozycji WSOSP.

Następnym symulatorem lotu wykonanym w ramach Narodowego Programu Symulatorowego był symulator samolotu Su-22M4 (por. rys. 11). Przekazano go użytkownikowi w 1997 roku. Jest to symulator klasy FMS, w pełnej postaci, tj. z systemem ruchu o 6 stopniach swobody i systemem wizualizacji zapewniającym odwzorowanie obrazu na zewnątrz samolotu o kącie widzenia 180° × 50°. Obraz prezentowany pilotowi w kabinie symulatora pochodzi z komputerowego generatora obrazu, rzutowany jest na ekran umieszczony na ruchomej platformie za pomocą trzech specjalistycznych projektorów. Baza danych odwzorowuje 40 000 km<sup>2</sup> obszaru Polski, z terenami dobranymi specjalnie pod kątem maksymalizacji efektów treningowych dla pilotów tego typu samolotów.

Wraz z symulatorem lotu, a właściwie symulatorem misji, opracowano, wykonano i dostarczono użytkownikowi urządzenie treningowe klasy squadron level trainer dla tego samolotu (por. rys. 12). W skrócie można je opisać jako w pełni funkcjonalną replikę kabiny samolotu, spełniającą takie same funkcje, jak symulator lotu. Wyposażone zostało w uproszczone stanowisko instruktora i jednokanałowy układ wizualizacji wyświetlający obraz otoczenia na monitorze umieszczonym naprzeciw pilota. Całość urządzenia charakteryzuje się



Rys. 11. Symulator lotu samolotu Su-22M4 (producent ETC-PZL Aerospace Industries)



Rys. 12. Urządzenie treningowe samolotu Su-22M4 (producent ETC-PZL Aerospace Industries)

zwartą budową, umożliwiając ustawienie go w standardowym pomieszczeniu biurowym, wykorzystywanym do treningu i szkolenia pilotów w przygotowywaniu i wykonywaniu misji bojowych. Urządzenia tego typu wykorzystywane są w jednostkach bojowych i stosowane przede wszystkim do szkolenia doświadczonych pilotów przechodzących z innych typów samolotów w opanowaniu nowego kokpitu i systemów pokładowych, treningu zaawansowanych pilotów w sytuacjach awaryjnych oraz przygotowywaniu i realizacji misji bojowych.

Ostatnim symulatorem lotu wykonanym w ramach Narodowego Programu Symulatorowego jest symulator misji śmigłowca W3-WA "Sokół" (por. rys. 13), przekazany w 2000 roku Wojskom Aeromobilnym, eksploatującym ten typ statku powietrznego.



Rys. 13. Symulator śmigłowca W3-WA "Sokół" (producent ETC-PZL Aerospace Industries)

Symulator ten wyposażony jest w system ruchu o 6 stopniach swobody, z napędem hydraulicznym, zaprojektowany i wykonany przez producenta symulatora. System prezentacji obrazu na zewnątrz kabiny jest typem układu kolimatorowego, z obrazem rzutowanym przez pięć specjalistycznych projektorów na ekran półprzezroczysty, a następnie oglądanym przez załogę na zwierciadle sferycznym o polu widzenia  $180^{\circ} \times 60^{\circ}$ . Takie rozwiązanie zapewniło wyraźny obraz o dużej głębi ostrości dla każdego członka załogi, w całym polu widzenia. Tego typu rozwiązanie stosowane jest w symulatorach lotu najwyższej klasy – poziomu D w lotnictwie cywilnym. Na takim symulatorze można ćwiczyć wykonywanie lotów i misji bojowych w całym zakresie eksploatacji śmigłowca, o dowolnej porze roku i doby, w dowolnych warunkach atmosferycznych, dopuszczonych regulaminem wykonywania lotów oraz w około 200 stanach awaryjnych.

Symulator ten zwieńczył cały Narodowy Program Symulatorowy, a z punktu widzenia symulatorów lotu jest najtrudniejszym do prawidłowego wykonania urządzeniem tego rodzaju. Związane jest to przede wszystkim z prawidłowym zamodelowaniem dynamiki ruchu śmigłowca, możliwym do wyliczania z wymaganą częstotliwością, w czasie rzeczywistym. Także możliwość wykonywania zawisów powoduje zwiększone wymagania co do jakości odwzorowania terenu, nad którym wykonuje się lot. Zakres przyspieszeń i rodzaj wykonywanych przez śmigłowiec bojowy manewrów stawiają przed systemem ruchu wysokie wymagania, niespotykane w symulatorach lotu samolotów transportowych. Wykonanie tego symulatora potwierdziło prawidłowość założeń Programu, związanych z wykonywaniem symulatorów w opisanej kolejności, z zakończeniem na najtrudniejszym do realizacji obiekcie.

W ramach Narodowego Programu Symulatorowego wykonano także inne symulatory wykorzystywane do szkolenia personelu lotniczego. Były to:

- urządzenie treningowe dla samolotu PZL-130 "Orlik", o budowie zbliżonej do przedstawionego na rys. 12 urządzenia poziomu squadron level trainer, wykorzystywane w WSOSP,
- symulator katapultowania z samolotu: dla samolotów PZL-130 "Orlik" (por. rys. 14) i TS-11 "Iskra", oba wykorzystywane w WSOSP do treningu uczniów w opuszczaniu awaryjnym samolotów w powietrzu. Ponadto jeden egzemplarz takiego urządzenia dla PZL-130 "Orlik" wykorzystywany jest w Wojskowym Instytucie Medycyny Lotniczej do badań z zakresu fizjologii i medycyny lotniczej.



Rys. 14. Symulator katapultowania z samolotu PZL-130 "Orlik" (producent ETC-PZL Aerospace Industries)

Skuteczna realizacja Narodowego Planu Symulatorowego umożliwiła osiągnięcie nie tylko założonego celu podstawowego w postaci unowocześnienia procesu szkolenia pilotów Polskich Sił Powietrznych, ale także otworzyła drogę do stosowania symulatorów różnego rodzaju do szkolenia w innych rodzajach wojsk, np. w Wojskach Aeromobilnych będących częścią Wojsk Lądowych. Początkowe wysokie koszty zakupu tych urządzeń szybko się zwracały podczas ich wykorzystywania, a przede wszystkim zwiększały zakres szkolenia, jego realizm i bezpieczeństwo. Symulatory zaczęto także stosować w innych dziedzinach i obszarach, nie tylko do szkolenia. Dzięki Programowi powstały w Polsce ośrodki zdolne do opracowania elementów nowych symulatorów lotu oraz firmy doświadczone w ich całościowym projektowaniu i integracji. Także doświadczenia użytkowników są o wiele większe niż przed jego zainicjowaniem, co pozwala na pełniejsze i efektywniejsze wykorzystywanie symulatorów, przede wszystkim w szkoleniu personelu lotniczego wojskowego i cywilnego, ale także w innych zadaniach z tym związanych, np. selekcji kandydatów do lotnictwa wojskowego.

#### 3.4. Współczesność

Lotnictwo wojskowe, bazując na zdobytych doświadczeniach, rozbudowuje nie tylko ilościowo, ale i jakościowo posiadane zasoby symulatorów lotu i urządzeń treningowych. Wraz z pojawieniem się nowych samolotów wielozadaniowych F-16 zakupiono także dwa symulatory lotu i symulator katapultowania. Symulator katapultowania został zbudowany przez dotychczasowego dostawcę symulatorów katapultowania do Sił Powietrznych – ETC-PZL Aerospace Industries i konstrukcją jest zbliżony do urządzenia przedstawionego na rys. 14. Symulatory lotu dostarczone przez firmę L3 Communications ze Stanów Zjednoczonych, zbudowane są według amerykańskiej doktryny szkolenia. Zakłada ona, ogólnie mówiac, że symulatory lotu samolotów myśliwskich i szturmowych nie mają systemu ruchu, za to układ prezentacji powinien mieć możliwie duże pole widzenia, najlepiej pokrywające się z polem widzenia z kokpitu rzeczywistego samolotu. Zgodnie z tym założeniem zostały zrealizowane symulatory dla Polskich Sił Powietrznych. Oba mają ekrany, składające się z płaszczyzn otaczających kokpit symulatora, na które rzutowany jest obraz z projektorów. Jeden z nich pokrywa praktycznie całe pole widzenia z kokpitu, a drugi, nieco mniejszy, nie pokrywa jedynie stref wysuniętych najbardziej do tyłu i boku. Można na nich ćwiczyć wszystkie zadania i misje bojowe, które przewidywane są dla samolotów, w jakie wyposażono Siły Powietrzne.

Drugim kierunkiem wzbogacania zasobów lotnictwa wojskowego w tym obszarze są programy modernizacji symulatorów lotu wykonanych w ramach Narodowego Programu Symulatorowego. Obejmują one przede wszystkim wymianę sprzętu komputerowego symulatorów, dostosowanie kokpitów do nowych wersji modernizowanych statków powietrznych, a co za tym idzie także zmiany w oprogramowaniu.

Dwa lata temu oddano do użytku w Wojskowym Instytucie Medycyny Lotniczej nową wirówkę przeznaczoną do szkolenia pilotów samolotów wysokomanewrowych, o większych możliwościach niż urządzenie przedstawione na rys. 5, wciąż będące jednak w eksploatacji. W tymże instytucie rozbudowano infrastrukturę w zakresie szkolenia załóg latających z wykorzystaniem gogli nocnego widzenia (por. rys. 15). Dotyczy to przede wszystkim pilotów śmigłowców, ale także pilotów samolotów F-16.



Rys. 15. Symulator lotów w goglach nocnego widzenia (producent ETC-PZL Aerospace Industries)

WSOSP wyposażyła w ostatnich latach swoje pracownie w szereg symulatorów, przede wszystkim do szkolenia personelu technicznego, ale stosowanych także do zapoznawania pilotów z budową i podstawami eksploatacji wojskowych statków powietrznych, szczególnie nowych, takich jak F-16 czy zmodernizowana "Bryza".

Jakościowo nowym urządzeniem jest rekonfigurowalny symulator przeznaczony do selekcji kandydatów na pilotów wojskowych, przedstawiony na rys. 16. Wyposażony jest on w dwie kabiny samolotu oraz śmigłowca i w zależności od potrzeb prowadzonych testów wstawiana jest do wnętrza systemu prezentacji kabina odpowiedniego typu statku powietrznego. Zastosowanie tego urządzenia zwiększyło efektywność i obniżyło koszty szkolenia, zmniejszając tzw. "wykruszalność" przyszłych pilotów wojskowych.



Rys. 16. Kabina samolotowa symulatora do selekcji kandydatów do lotnictwa wojskowego (producent ETC-PZL Aerospace Industries)

W WSOSP zadbano także o unowocześnienie zasobu symulatorów do szkolenia kierowników lotów i kontrolerów ruchu lotniczego. Wprowadzono do szkoły nowe urządzenia wspomagające szkolenie tych specjalistów na wszystkich etapach.

Zapotrzebowanie na nowe urządzenia do szkolenia pilotów amatorów zrodziło szereg konstrukcji urządzeń treningowych, opracowanych w kraju i certyfikowanych zgodnie z wymaganiami europejskimi. Jedno z takich urządzeń przedstawiono na rys. 17. Urządzenia te najczęściej odpowiadają urządzeniom treningowym klasy 1 lub od 3 do 5, według standardów europejskich. Pozwalają one na szkolenie pilotów od zakresu podstawowego, a na doskonaleniu procedur wykorzystujących systemy nawigacji kończąc. Urządzenia te zastosowane podczas cyklu szkolenia obniżają jego koszt, zastępując wiele godzin lotów na rzeczywistych samolotach treningami wkomponowanymi w cały cykl. Modele dynamiki ruchu takich obiektów nie odwzorowują jakiegoś konkretnego samolotu, a przeciętny samolot tej klasy. Podobnie wygląda sprawa z odwzorowaniem kokpitu. Z reguły jest to kokpit pewnej klasy samolotów szkolnych lub turystycznych, wyposażony w podstawowy sprzęt, niezbędny do przeprowadzenia wymaganych treningów. Także otoczenie odwzorowane w tych urządzeniach treningowych ma charakter typowego terenu z artefaktami zwykle spotykanymi w Europie. Wszystkie te czynniki powodują znaczne obniżenie kosztów urządzeń treningowych w stosunku do symulatorów lotu, a co za tym idzie, także obniżenie kosztów szkolenia z ich wykorzystaniem, w stosunku do szkolenia na symulatorach lotu lub tym bardziej na rzeczywistych samolotach. W rezultacie mamy do czynienia z wieloma urządzeniami treningowymi, o różnych poziomach komplikacji, stosowanymi do szkolenia pilotów cywilnych w prywatnych szkołach pilotów, aeroklubach i ośrodkach szkolenia lotniczego.



Rys. 17. Urządzenie treningowe samolotu sportowego (producent ETC-PZL Aerospace Industries)

Profesjonalni użytkownicy statków powietrznych w Polsce również w coraz większym zakresie stosują symulatory lotu do szkolenia i treningu swojego personelu latającego. Przykładem takiej tendencji jest Lotnicze Pogotowie Ratunkowe, które wraz z ostatnio zakupionymi śmigłowcami kupiło także symulator lotu odwzorowujący wersję przez nie eksploatowaną.

Można podsumować stan obecny jako nieodbiegający od standardów stosowanych w rozwiniętych krajach Europy i w Stanach Zjednoczonych.

## 4. Podsumowanie

Rozwój symulatorów lotu na świecie w ciągu ostatnich 60. lat charakteryzuje zwiększenie obszaru ich zastosowań, zarówno pod względem zakresu prowadzonego szkolenia personelu lotniczego, jak też wierności odwzorowania rzeczywistych sytuacji lotniczych. Wiąże się to z postępem technicznym, szczególnie w takich dziedzinach, jak informatyka, elektronika, mechanika precyzyjna, aerodynamika czy mechatronika, a także ze wzrostem wiedzy i doświadczeń związanych ze szkoleniem ludzi, sterujących złożonymi systemami technicznymi.

Doświadczenia uzyskane podczas wykorzystywania symulatorów lotu przenoszone są na masową skalę do innych dziedzin techniki, szczególnie tam, gdzie człowiek-operator steruje złożonymi systemami technicznymi w czasie rzeczywistym, w warunkach deficytu czasu.

Symulatory lotu i urządzenia treningowe stały się ważnym ogniwem w procesie szkolenia pilotów Wojsk Lotniczych. Wykorzystywane są do szkolenia podstawowego i zaawansowanego w ośrodkach szkolenia i WSOSP oraz do treningu pilotów w jednostkach bojowych. Osiągnięcie tego stanu było możliwe dzięki konsekwentnej realizacji Narodowego Programu Symulatorowego.

Dodatkowym efektem realizacji Programu jest stworzenie w kraju ośrodka High Tech zdolnego do realizacji dowolnego zadania z tej dziedziny. W Polsce powstała gałąź przemysłu związana z techniką symulatorową i technologiami symulacyjnymi. Jej powstanie i rozwój zapoczątkowały prace naukowe, szczególnie w obszarze modelowania matematycznego procesów sterowania lotem statków powietrznych, zainicjowane przez ś.p. prof. Jerzego Maryniaka. To dzięki jego dalekowzroczności i konsekwencji powstały podstawy do opracowania modeli matematycznych czasu rzeczywistego wielu statków powietrznych, będące sercem każdego symulatora lotu. Ponadto powstało w Polsce szereg ośrodków naukowych zajmujących się dziś modelowaniem i identyfikacją różnych obiektów latających. Jest to niezbędny element projektowania nowych systemów oraz modernizacji już użytkowanych, nie mówiąc o budowaniu dla nich symulatorów, niezbędnych do efektywnego szkolenia użytkowników. Dają one podstawy do funkcjonowania kilku firm zajmujących się w Polsce projektowaniem i budową symulatorów, w tym symulatorów lotu.

### Bibliografia

- 1. MOORE K., 2002, A Brief History of Aircraft Flight Simulation, 17.02.2002, http://www.bleep.demon.co.uk/simhist1.html
- SZCZEPAŃSKI C., 2005, Antropocentryczne systemy sterowania ruchem symulatorów, Prace Naukowe ITWL, 19, Warszawa, s. 235
- SZCZEPAŃSKI C., 1997, Relevant Factors for the Use of Simulators, [In:] NATO Report No. 217, NATO-CCMS, Oberammergau 6-7.01.1997
- 4. Różanowski K., Skibniewski F., Tarnowski A. i in., 2008-2010, Badania predyspozycji kandydatów do lotnictwa i postępów w szkoleniu lotniczym, Grant MNiSW nr O N518 440634
- SKIBNIEWSKI F., RÓŻANOWSKI K., DZIUDA K. I IN., 2009-2011, Kompleksowy system oceny predyspozycji do zawodu pilota wojskowego z wykorzystaniem symulatorów lotu, Projekt rozwojowy MNiSW nr 0014/R/T00/2009/08

## 6. DUSTERBERRY J.C., WHITE M.D., 1980, The Development and Use of Large-Motion Simulator Systems in Aeronautical Research and Development, NASA

#### Flight simulations in the last 60 yers

#### Abstract

The area of simulators applications in the world aviation during the last 60 years has been presented in the paper. The flight simulators have been bolded out and described in more detail. Also the systemization and certification of flight simulators and training devices have been analyzed. The application of flight simulators in Poland has been described, keeping in mind their worlds spread-out. The informal National Simulator Plan", performed in the past, has been presented. The pioneer role of prof. Jerzy Maryniak in the development of flight simulators in Poland has been underlined. They were dedicated to training of the pilots of the Polish Air Force, mainly.

# Rozdział VI

# Konstrukcja i badania struktur statków powietrznych

Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej MECHANIKA W LOTNICTWIE ML-XV 2012

## MODEL DYNAMICZNY STRUKTURY ŚMIGŁOWCA Z UWZGLĘDNIENIEM WARUNKÓW KONTAKTOWYCH PODWOZIE-PODŁOŻE

Tomasz Gorecki

Instytut Lotnictwa e-mail: tomasz.gorecki@ilot.edu.pl

> W artykule przedstawiono symulacje dynamiki modelu struktury śmigłowca z uwzględnieniem warunków kontaktowych podwozie-podłoże. Jest to model swobodny z uwzględnieniem możliwości przesuwu i tarcia płóz o podłoże oraz oderwań płóz od podłoża. Artykuł stanowi rozwinięcie tematu przedstawionego w [4]. Analizowano przypadki wyznaczania drgań własnych, dynamiki ruchu z wymuszeniem drgań układu siłą harmoniczną na końcu wału wirnika nośnego oraz przypadki zrzutu śmigłowca na podłoże.

#### 1. Wstęp

Rezonans naziemny jest to zjawisko dynamicznej niestateczności śmigłowca. Powstaje ono na skutek oddziaływania wahań łopat w płaszczyźnie obrotu i drgań środka piasty podpartej wraz z kadłubem na sprężystym podwoziu. Konsekwencją tego jest przyłożenie do wału napędowego w płaszczyźnie obrotów zmiennej w czasie siły bezwładności. Siła ta przenosi się na kadłub śmigłowca, wzbudzając jego drgania, które z kolei oddziałowywując na wirnik, inicjują drgania łopat. Tak więc przyczyną wystąpienia rezonansu naziemnego jest niekorzystne dostrojenie się częstości drgań układu kadłub-wirnik [4]. Modele matematyczne zjawiska rezonansu naziemnego są szeroko opisane w pracach [2], [3], [5]-[7].

W artykule przedstawiono wyniki kilku przypadków obliczeniowych, takich jak: obliczenia częstości drgań własnych konstrukcji, symulację klasycznej próby rezonansowej wykonywanej przy pomocy wzbudnika drgań, zarówno wzdłuż jak i w poprzek kadłuba, wzbudzenia konstrukcji masą wirującą umieszczoną mimośrodowo na końcu wału oraz próbę symulacji zrzutu konstrukcji śmigłowca z wysokości 0.3 m przedstawiony poniżej model obliczeniowy został odwzorowany na podstawie modelu rzeczywistego układ struktury nośnej. Kabina, układ napędowy, wirnik nośny oraz przekładnie główną śmigłowca odwzorowano przy pomocy mas skupionych, którym zadano momenty bezwładności względem środka masy. Obliczenia przeprowadzono przy pomocy bloku obliczeniowego z grup Lanczos, Transient oraz Harmonic [1].

## 2. Model obliczeniowy

## 2.1. Model obliczeniowy częstości drgań własnych

Badania odporności układu na stany rezonansu przeprowadzono dla kilku przypadków. Rezonans naziemny przeprowadzono dla dwóch przypadków. Pierwszy z nich przedstawia model (rys. 1), odwzorowujący śmigłowiec swobodnie stojący na podłożu z zamodelowanymi amortyzatorami, który przed startem i po wylądowaniu nie powinien być podatny na rezonans naziemny. W modelu uwzględniono także tłumienie liniowe w amortyzatorach podwozia płozowego.



Rys. 1. Model obliczeniowy konstrukcji śmigłowca

Podstawowym celem analizy modalnej w metodzie elementów skończonych jest wyznaczenie częstości i postaci drgań własnych układu, w tym przypadku konstrukcji nośnej śmigłowca. W metodzie obliczeniowej zagadnienie sprowadza się do odwzorowania rzeczywistego obiektu przez skończona liczbę elementów opisanych w przyjętym układzie współrzędnych oraz przyporządkowaniu im odpowiedniej dla każdego z nich stopni swobody. Każdy z elementów o zdefiniowanej masie opisany jest następującym równaniem

$$\mathbf{M}\left(\frac{d^2\boldsymbol{q}}{dt^2}\right) + \mathbf{K}\boldsymbol{q} = \mathbf{0}$$
(2.1)

gdzie:

M – macierz masowa (bezwładności),

K – macierz sztywności,

q – uogólniony wektor przemieszczeń (wektor stopni swobody układu),

t – czas.

Rozwiązanie powyższego układu będzie miało następująca postać

$$\boldsymbol{q} = \boldsymbol{q}_0 \cos(\omega t) \tag{2.2}$$

gdzie:

 $q_0$  – wektor amplitud drgań własnych,

 $\omega~$ – częstość kołowa własna.

Druga pochodna po czasie powyższego równania, po wstawieniu go do równania (2.1), daje następujące równanie liniowe

$$(\mathbf{K} - \mathbf{M}\omega^2)\boldsymbol{q}_0 = \boldsymbol{0} \tag{2.3}$$

Równanie to ma sens przy niezerowym rozwiązaniu, kiedy wyznacznik charakterystyczny układu jest równy0

$$|(\mathbf{K} - \mathbf{M}\omega^2)| = 0 \tag{2.4}$$

Po rozwinięciu powyższego wyznacznika otrzymujemy wielomian *n*-tego stopnia względem  $\omega^2$ . Wyznaczając pierwiastki tego wielomianu, np. metodą Lanczosa w metodzie elementów skończonych, otrzymujemy częstości drgań własnych konstrukcji [7].

Masa zamodelowanego układu wynosiła 896kg. Środek masy znajdował się w punkcie:  $X_C = 3,5413$ -0,0413 m od punktu przecięcia osi wałów wirnika nośnego i śmigła ogonowego wzdłuż osi  $X, Y_C = 0,86332$ -0,00086 m od punktu przecięcia osi wałów wirnika nośnego i śmigła ogonowego wzdłuż osi  $Y, Z_C = 1,9441$  m – od punktu przecięcia osi wałów wirnika nośnego i śmigła ogonowego wzdłuż osi Z, natomiast momenty bezwładności wynosiły:  $I_{XX} = 0,3867E+07$  kgm<sup>2</sup>,  $I_{YY} = 0,1587E+08$  kgm<sup>2</sup>,  $I_{ZZ} = 0,1229E+08$  kgm<sup>2</sup>,  $I_{XY} = -2429$  kgm<sup>2</sup>,  $I_{YZ} = -1299$  kgm<sup>2</sup>,  $I_{ZX} = -0,6341E + 07$  kgm<sup>2</sup>. Masa łopat wirnika nośnego przyjętych od obliczeń wynosiła 36 kg.

Otrzymane wartości częstości drgań własnych konstrukcji z uwzględnieniem tłumienia przedstawia tabela 1.

Numer częstości własnej	Śmigłowiec
1	0,92880
2	$1,\!1052$
3	1,0617
4	$2,\!1483$
5	2,2976
6	$3,\!8638$
7	5,7846
8	$6,\!3554$
9	6,8831
10	8,4351

Tabela 1. Częstości drgań własnych



Rys. 2. Przykładowy obraz animacji dla częstości 6 Hz jako zagrożenie dla rezonansu – model śmigłowca

## 2.2. Model symulacyjny

Do badań symulacyjnych przyjęto model konstrukcji odwzorowujący układ konstrukcji kratowej umieszczonej na podwoziu płozowym z uwzględnieniem tłumienia w amortyzatorach.

Model konstrukcji śmigłowca został przygotowany w programie ANSYS 12.1. Został on zamodelowany za pomocą geometrii kratownicy rzeczywistej konstrukcji oraz obciążony elementami mas skupionych przyporządkowanych do odpowiednich węzłów. W modelu wykorzystano następujące elementy: Shell43, Pipe20, Mass21, Link8, Pipe16, Beam189, Link10, Beam44. Liczba elementów w modelu wynosiła 2299. Przedstawiona za pomocą elementów skończonych konstrukcja reprezentuje kratownicę śmigłowca wykonaną ze stali 4130N oraz podwozie płozowe wykonane ze stali W. Nr 1.7734 [1].

Rysunek 3 przedstawia model śmigłowca wykorzystywany do weryfikacji zachowania się konstrukcji podczas wymuszeń siłą harmoniczną  $P = P_0 \sin \omega t$ , zarówno wzdłuż, jak i w poprzek kadłuba. Model ten docelowo jest dostrajany do wyników prób, jakie były przeprowadzane na rzeczywistej konstrukcji.



Rys. 3. Model śmigłowca do symulacji klasycznej próby rezonansowej



Rys. 4. Klasyczna próba rezonansowa. Wzbudzanie siłą harmoniczną wzdłuż kadłuba



Rys. 5. Klasyczna próba rezonansowa. Wzbudzanie siłą harmoniczną wzdłuż kadłuba



Rys. 6. Model śmigłowca do symulacji wymuszeń mimośrodowych



Rys. 7. Model śmigłowca do symulacji zrzutu

Symulacyjne zrzutu konstrukcji z wysokości 0.3 m przeprowadzono przy pomocy analizy dynamicznej w programie ANSYS dla kilku współczynników tłumienia. Dzięki możliwości sterowania parametrami sztywności można przy pomocy tego modelu określić odpowiedni współczynnik tłumienia dla projektowanej konstrukcji dla zapewnienia bezpiecznego lądowania śmigłowca na twardym podłożu. Poniższe wykresy (rys. 8-11) przedstawiają wpływ tłumienia oznaczonego symbolem c na przemieszczenia płozy podczas uderzenia o ziemię.



Rys. 8. Przemieszczenie węzła 1709 na podwoziu w funkcji czasu dla różnych współczynników tłumienia amortyzatora



Rys. 9. Przemieszczenie węzła 1709 na podwoziu w funkcji czasu dla współczynnika tłumienia  $c=\!0.2\,{\rm Ns/mm}$ 



Rys. 10. Przemieszczenie węzła 1709 na podwoziu w funkcji czasu dla współczynnika tłumienia  $c=1\,{\rm Ns/mm}$ 

## 3. Wyniki

Symulacja zrzutu podwozia została przeprowadzona na wysokości około 0.3 m. Przyjęto ciąg wirnika nośnego równy 1/3 wartości ciężaru konstrukcji. W ten sposób badano zachowanie konstrukcji podczas pionowego przyziemienia. Takie analizy ułatwiają dobranie odpowiednich współczynników tłumienia amortyzatorów podwozia w celu zapewnienia bezpiecznego lądowania śmi-



Rys. 11. Przemieszczenie węzła 1709 na podwoziu w funkcji czasu dla współczynnika tłumienia  $c=2\,{\rm Ns/mm}$ 

głowca podczas lądowań, szczególnie "twardych", np. z lotu autorotacyjnego po awarii napędu.

Powyższe wykresy przestawiają, jaki wpływ podczas lądowania śmigłowca ma odpowiednio dobrany współczynnik tłumienia amortyzatorów. Zmienną w tej analizie był współczynnik tłumienia amortyzatorów c wyrażony w Ns/mm. Dla trzech wybranych wartości tego współczynnika przedstawiono wykresy przemieszczeń wybranego węzła na podwoziu śmigłowca. Wybranym węzłem był węzeł znajdujący się po prawej stronie śmigłowca, patrząc w kierunku lotu w miejscu przecięcia się mocowania goleni tylnej z płozą. Na podstawie przeprowadzonych symulacji wizualizacji takiego lądowania można ocenić, dla jakich wartości współczynnika tłumienia będzie można dokonać ewentualnego awaryjnego lądowania z zadanej wysokości.

Dla próby wymuszenia mimośrodowego konstrukcja śmigłowca została poddana wymuszeniu 200 N, zarówno w kierunku X, jak i Y w przedziale od 0 do 60 Hz. Przeprowadzona tą metodą symulacja umożliwia ocenę dynamiki struktury śmigłowca dla celów związanych z badaniami rezonansów struktury, a szczególnie dla oceny zjawiska rezonansu naziemnego śmigłowca.

## 4. Wnioski

Przedstawiony w tej pracy model MES struktury kadłuba śmigłowca jest wykorzystywany do wspomagania prób naziemnych w zakresie badań rezonansu naziemnego (układ swobodnie stojący na stanowisku badawczym) dla ciągu bliskiego zeru oraz do prób trwałościowych (układ w miarę sztywno przytwierdzony do podłoża – typu wieża) przy kolejno zwiększanym ciągu. Pomimo wielu uproszczeń, jakie wystąpiły w tym modelu, zmiany wektora drgań własnych (postaci i częstości drgań) pod wpływem zmian parametrów struktury (zmiany charakterystyk amortyzatorów), powinny być o rząd wielkości dokładniejsze niż poziom "zerowy" wektora drgań. Takie podejście jest szczególnie przydatne do regulacji układu w kolejnych fazach prób eksperymentalnych.

## Bibliografia

- 1. ANSYS Parametric design language Guide, ANSYS, Inc. Release 12.0, April 2009
- 2. BIELAWA R.L., 1992, Rotary Wing Structural Dynamics and Aeroelasticity, AIAA, Washington DC
- 3. BRAMWELL A.R.S., DONE G., BLAMFORD D., 2001, Bramwell's Helicopter Dynamics, Butterworth-Heinemann
- 4. GORECKI T., 2011, Modelowanie dynamiki struktury śmigłowca do badań rezonansowych w próbach naziemnych, *Modelowanie Inżynierskie*, **41**, 115-123
- 5. SZABELSKI K., 1995, Wstęp do konstrukcji śmigłowców, WKiŁ
- 6. SZRAJER M., 1989, Badanie symulacyjne rezonansu naziemnego, *Prace Instytutu Lotnictwa*, **119**
- ŻEREK L., 1989, Rezonans naziemny śmigłowca o doskonałej i przybliżonej symetrii z uwzględnieniem drgań łopat w płaszczyźnie ciągu, *Prace Instytutu* Lotnictwa, 119

## Dynamic model of helicopter structure taking into account undercarriage-ground contact conditions

### Abstract

In the article a simulation of dynamic model of helicopter structure, taking into account undercarriage-ground contact conditions, is presented. It is a free model in which possibility of helicopter skid motion on the ground and friction were taken into account. An analysis was carried out of a model with vibrations excited by a harmonic force at the end of helicopter main rotor shaft.

## MODELOWANIE POWIERZCHNI ORAZ UKŁADU AERODYNAMICZNEGO SAMOLOTU METODĄ INŻYNIERII ODWROTNEJ

## STANISŁAW KACHEL

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki, Instytut Techniki Lotniczej e-mail: stanisław.kachel@wat.edu.pl

W artykule przedstawiono metodę inżynierii odwrotnej zawartą w procedurze prowadzenia pomiarów współrzędnościowych, zastosowana przy tworzeniu bryły współczesnego samolotu wielozadaniowego oraz odtworzenie jego geometrii przy pomocy systemu Unigraphics. Zrealizowanie celu wymagało napisania programu pobierającego punkty (symulacja pomiarów) z modelu-wzorca samolotu do tworzenia krzywych i powierzchni. Kolejny etap realizacji celu wymagał przeprowadzenia optymalizacji wyboru punktów z pomiarów współrzędnościowych z uwzględnieniem kryterium minimalnej liczby punktów potrzebnych do pełnego jednoznacznego odtworzenia geometrii obiektu rzeczywistego. Proces optymalizacji został sprowadzony do porównania powierzchni modelu-wzorca z modelem uzyskanym po skanowaniu (siatka punktów), co wymusza podjecie decyzji wyboru punktów za pomoca własnych procedur opracowanych dla systemu Unigraphics. Opisane zostały matematyczne zależności jednoznacznie opisujące elementy geometrii płatowca, które zostały zastosowane w procedurach języka GRIP do tworzenia zespołów składowych samolotu, zachowując zasady modelowania układu aerodynamicznego. Modelowanie układu aerodynamicznego jest kluczowym procesem uzyskania optymalnego układu nowoprojektowanego samolotu i może być wspomagane wynikami analizy porównawczej samolotów – grupy samolotów o podobnych parametrach eksploatacji. Zestawienia takie wpływają na proces wyznaczania ograniczeń dla parametrów uwzględnionych w modelach matematycznych. Statystyczne zestawienia mają charakter elementu sterowania procesem modyfikowania geometrii, celem uzyskania optymalnych parametrów projektowanej bryły samolotu. Algorytm projektowania samolotu i tworzona dokumentacja elektroniczna musi spełniać wszystkie zalety "natychmiastowej" modyfikacji struktury poprzez zastosowanie parametrycznego zapisu konstrukcji. Do tego celu wykorzystano system Unigraphics.

#### 1. Wstęp

Modelowanie układu aerodynamicznego jest kluczowym procesem uzyskania optymalnego układu nowoprojektowanego samolotu i jest prowadzone w oparciu o wyniki analizy porównawczej samolotów – grupy samolotów o podobnych parametrach eksploatacji. Zestawienia takie mają wspomagać proces wyznaczania ograniczeń dla parametrów uwzględnionych w modelach matematycznych. Porównawcze zestawienia spełniają rolę sterowania w procesie modyfikowania geometrii, celem uzyskania optymalnych parametrów projektowanej bryły samolotu. Istotnym i kluczowym elementem procesu projektowania jest uwzględnienie wpływu układu aerodynamicznego na ogólne osiągi samolotu. Problemy doboru układu aerodynamicznego wywołane stawianymi kryteriami technologicznymi można skutecznie eliminować poprzez przeprowadzenie trafnych analiz zadań aerodynamicznego projektowania w okresie retrospektywnym i perspektywicznym podobnego typu samolotów.

Współczesne podejście do procesu modelowania samolotów, posiadających nowoczesne rozwiązania, wiaże się z opracowaniem nowego układu w formie demonstratora technologii potwierdzającego przewidywane możliwości w procesie eksploatacji (np. PW-141, EM-10 Bielik, EM-11 Orka). Projektowany samolot i tworzona dokumentacja elektroniczna musi spelniać wszystkie zalety "natychmiastowej" modyfikacji struktury poprzez zastosowanie parametrycznego zapisu konstrukcji, wykorzystując np. system Unigraphics. W celu podniesienia bezpieczeństwa wykonywania lotów, projektowany samolot i tym samym układ aerodynamiczny powinien zapewnić wymóg stabilności i sterowności we wszystkich fazach lotu dla szerokiego przedziału kątów natarcia i ślizgu bez wykorzystania systemów automatycznej regulacji. Spełnienie wymagań zapewnienia eksploatacyjnego kąta natarcia może być spełnione poprzez starannie opracowany układ aerodynamiczny. Proces projektowania musi uwzględnić ryzyko błędnego wyboru układu aerodynamicznego. Obniżenie ryzyka wyboru błędnego kierunku poszukiwania układu aerodynamicznego dla projektowanej klasy samolotów należy skorzystać z proponowanych rozwiązań [51, 54] oraz przyjąć pewne poprawki, które można wprowadzić po dokonaniu analizy proponowanych rozwiązań.

Proces projektowania układu aerodynamicznego musi być wspomagany metodami modelowania matematycznego [1, 6, 12, 16, 17, 21, 24, 31, 33, 46, 52, 55], gdzie głównym celem jest uzyskanie wartości niezbędnych dla kluczowych charakterystyk aerodynamicznych nowoprojektowanego samolotu.

#### 2. Modelowanie krzywych i powierzchni

System Unigraphics jako jeden ze swoich modułów zawiera implementację języka średniego poziomu GRIP (*Graphics Interactive Programming*). Daje on użytkownikowi możliwość programowania własnych aplikacji do systemu CAD/CAM/CAE. Mogą to być programy generujące geometrię, siatkę MES na obiektach obliczeniowych czy też procedury na obrabiarki CNC (*Computer Numerical Controled*). Język ten daje również możliwość zintegrowania obsługi interaktywnej systemu wraz z pełnym automatycznym i parametrycznym generowaniem geometrii danego obiektu. Taka możliwość została wykorzystana przy opracowywaniu procedur w języku GRIP dla systemu CAD/CAM/CAE Unigraphics, do utworzenia geometrii samolotu F-16 na potrzeby badań aerodynamicznych, wytrzymałościowych oraz technologicznych.

Krzywe, powierzchnie oraz bryły i inne elementy geometrii opisane są za pomocą zbioru punktów o współrzędnych x, y, z. Odtworzenie kształtu dowolnego elementu samolotu wykonano, bazując na własnościach geometrii NURBS.

#### 2.1. Krzywe B-sklejane

Krzywe wielomianowe i wymierne krzywe zastosowane w procesie modelowania samolotu oprócz zalet mają także szereg istotnych wad, które wpływają na ograniczenie w zastosowaniach do procesu modelowania [4, 11, 13, 15, 29, 36, 39, 42, 43].

Zaletą tych krzywych jest to, że można modyfikować pewne fragmenty, a pozostałe nie ulegają zmianie, co czyni, że znajdują największe zastosowanie w projektowaniu wirtualnej konstrukcji. W procedurach odtwarzania bryły samolotu zastosowano krzywe sklejane trzeciego stopnia.

Krzywe B-sklejane, podobnie jak inne krzywe parametryczne używane w opisie wirtualnej konstrukcji, są wyznaczane przez ciąg punktów kontrolnych  $p_0, \ldots, p_{m-n+1}$ . Krzywa taka jest reprezentowana przez krzywe wielomianowe stopnia n (mówi się wówczas, że krzywa B-sklejana jest n-tego stopnia), które łączone są z określoną ciągłością parametryczną  $C^n$ .

Dowolny punkt na krzywej B-sklejanej jest dany równaniem (2.1), które wynika z algorytmu de Boor'a [29]

$$p(t) = \sum_{i=0}^{m-n+1} p_i N_i^N(t) \qquad \text{dla} \quad t \in [u_n, u_{m-n}]$$
(2.1)

gdzie: m + 1 – liczba węzłów, n – stopień krzywej,  $p_i$  – punkty kontrolne,  $N_i^N(t)$  – unormowana funkcja B-sklejna stopnia n.

S. KACHEL

Jeśli krzywa jest reprezentowana we współrzędnych jednorodnych, a więc punkty we współrzędnych kartezjańskich opisują funkcje wymierne, wówczas mamy do czynienia z wymiernymi krzywymi B-sklejanymi. Jeśli dodatkowo dopuszczony jest nierównomierny rozkład węzłów, to takie krzywe nazywane są krzywymi NURBS.

Funkcję B-sklejną można przedstawić za pomocą ilorazu różnicowego obciętych funkcji potęgowych:

- dla  $i = 0, \ldots, m - n - 1$ 

$$N_i^N(t) = (-1)^{n+1} (u_{i+n+1} - u_i) \sum_{j=i}^{i+n+1} \frac{(t - u_j)_+^n}{\prod_{l=i+n+1, l \neq j} (u_j - u_l)}$$
(2.2)

 $-\operatorname{gdy} (u_{i+n+1} - u_i) = 0$ 

$$N_i^N(t) = 0 \tag{2.3}$$

oraz

$$(t-u)_{+}^{n} = \begin{cases} 0 & \text{dla} \quad t < u \\ 1 & \text{dla} \quad t \ge u, \quad n = 0 \\ (t-u)^{n} & \text{dla} \quad t \ge u, \quad n > 0 \end{cases}$$
(2.4)

Równania (2.2) do (2.4) opisują dość skomplikowaną i mało przydatną do zastosowań praktycznych w procedurach programowania, w praktyce stosuje się równoważny rekurencyjny wzór Mansfielda-de Boora-Coxa, będący podstawą algorytmu de Boor'a [11, 28]

$$N_{i}^{0}(t) = \begin{cases} 1 & \text{dla} \quad t \in [u_{i}, u_{i+1}] \\ 0 & \text{dla} \quad t \notin [u_{i}, u_{i+1}] \end{cases}$$
(2.5)

$$N_{i}^{i}(t) - \frac{t - u_{i}}{u_{i+n} - u_{i}} N_{i}^{n-1}(t) + \frac{u_{i+n+1}}{i_{i+n+1} - u_{i+1}} N_{i+1}^{n-1}(t) \qquad \text{dla} \qquad n > 0 \ (2.6)$$

Ponieważ węzły mogą się powtarzać, więc mianowniki we wzorze (2.6) mogą się zerować, jednak zgodnie z definicją funkcji B-sklejanej, w przypadku gdy przedział jest zerowy, to również wartość funkcji jest równa zero, zatem jeden ze składników sumy zostaje wyeliminowany.

Przedstawiony mechanizm tworzenia krzywych jasno wskazuje na konieczność podjęcia wyboru co do opisu krzywej na bazie punktów pomiarowych. Dla tego typu operacji w algorytmach opisu powierzchni samolotu opracowano program, w którym zastosowano instrukcję:

```
obj_list = BCURVE/FIT,{list1_obj|num_list1}[,WGHT,$
num_list2],{SEGS|TOLER},num1[,DEGREE,num2][,START,$
{VECT,dx,dy,dz|TANTO,{curve|angle}]}][,END,$
{VECT,dx,dy,dz|TANTO,{curve|angle}},$
STATUS,numa[,IFERR,label:]
```

Wykorzystując własności przedstawionej instrukcji, opracowano podprogram tworzenia krzywej na bazie dowolnych punktów z systemem wag, który jest uniwersalny i może być stosowany w dowolnej procedurze generującej krzywe definicyjne zespołów składowych samolotu.

#### 2.2. Wymierne powierzchnie B-sklejane (powierzchnie NURBS)

Wymierny płat powierzchni B-sklejanej stopnia $\left(n,m\right)$ opisany jest zależnością

$$sur(u,v) = \frac{\sum_{i=0}^{N-n-1} \sum_{j=0}^{M-m-1} w_{ij} d_{ij} N_i^n(u) N_n^m(v)}{\sum_{i=0}^{N-n-1} \sum_{j=0}^{M-m-1} w_{ij} N_i^n(u) N_n^m(v)}$$
(2.7)

Poza węzłami i punktami kontrolnymi, które są konieczne do określenia płata powierzchni B-sklejanej, należy podać współczynniki  $w_{ij}$ , po jednym dla każdego punktu kontrolnego [11, 29, 39].

Wymierny płat B-sklejany może być reprezentowany za pomocą płata jednorodnego

$$S(u,v) = \sum_{i=0}^{N-n-1} \sum_{j=0}^{M-m-1} D_{ij} N_i^n(u) N_j^m(v)$$
(2.8)

którego punktami kontrolnymi są wektory

$$D_{ij} = \begin{cases} [w_{ij}d_{ij}, w_{ij}]^{\mathrm{T}} & \text{jeśli} \quad w_{ij} \neq 0\\ [v_{ij}, w_{ij}] & \text{jeśli} \quad w_{ij} = 0 \end{cases}$$
(2.9)

Należy zauważyć, że w przypadku, gdy wszystkie wagi są równe pewnej stałej, różnej od 0, to wymierny płat B-sklejany jest kawałkami wielomianowym płatem B-sklejanym. Pomnożenie wszystkich wag przez dowolną, różną od zera stałą, nie zmienia płata.

Przedstawione rozważania stanowią podstawę do opracowania modelu parametrycznego w systemie Unigraphics, wykorzystując język programowania dla zintegrowanych systemów CAD/CAM/CAE.

## 3. Modelowanie powierzchni samolotu

## 3.1. Dane do odtworzenia geometrii samolotu

Problem opracowania procedur w języku GRIP i opracowanie optymalnej metody pomiarów współrzędnościowych bryły samolotu wymagało posłużenia się wzorcem samolotu F-16 opracowanym w systemie UNIGRAPHICS (rys. 1).



Rys. 1. Badany obiekt – samolot F-16

## 3.2. Odtworzenie geometrii obiektu-wzorca

Obiektem służącym do otrzymania modelu-wzorca był model przedstawiony na rysunku 1.

Pierwszym etapem było utworzenie krzywych definiujących krawędzie elementów modelu na bazie jednoznacznie wybranych przekrojów. Krzywe te zostały nazwane *primary* i wraz z krzywymi *cross* służyły do utworzenia powierzchni modelu. Krzywe *cross* utworzone zostały poprzez przecięcie modelu płaszczyznami YZ z krokiem  $\Delta x$ .

Na rysunku 2 przedstawiono schemat oznaczenia krzywych na skrzydłach i usterzeniu oraz pozostałych elementach samolotu. Zróżnicowanie takie było zabiegiem eliminacji transformacji układu roboczego do operacji tworzenia krzywych. Krzywe cross na usterzeniu i skrzydłach zorientowane zostały w płaszczyźnie XZ oraz XY, podczas gdy orientacja tych krzywych na pozostałych elementach jest w płaszczyźnie YZ.

Dla tak przyjętej metodyki selekcji pomiarów w przekrojach oraz opracowania procedur w języku GRIP otrzymano model-wzorzec (rys. 3) wykorzystywany do procesu minimalizacji punktów pomiarowych dla odtwarzanej geometrii samolotu.



Rys. 2. Sposób podziału obiektu



Rys. 3. Model wzorcowy utworzony programem "F16"

# 3.3. Metoda poszukiwania optimum punktów pomiarowych do odwzorowania krzywych z zadaną tolerancją

Wzorcowa bryła jest obiektem do testowania metody poszukiwania optimum punktów pomiarowych uzyskanych z pomiarów współrzędnościowych. Metoda bazuje na spełnieniu kryterium minimalnej liczby punktów niezbędnych do odtworzenia geometrii statku powietrznego w określonym przedziale tolerancji. Nakreślony problem można było rozwiązać poprzez zastosowanie własnych procedur zapisanych w języku GRIP i zaimplementowanych do systemu CAD/CAM/CAE Unigraphics. Uruchomiony program umożliwił otrzymanie żądanej powierzchni na bazie dowolnej liczby punktów definicyjnych, a następnie porównanie otrzymanych wariantów powierzchni z uprzednio utworzoną powierzchnią wzorcową. Moduł czytający i analizujący powierzchnie składa się z programu głównego, czytającego punkty, oraz dwóch podprogramów, jeden dzielący powierzchnie na zadaną liczbę krzywych *cross* zgodnie z wymaganą tolerancją (TOLER), drugi tworzący na tych krzywych zadaną przez użytkownika liczbę punktów opisujących krzywą *cross* (symulacja pomiarów).

## 3.4. Wyniki analizy odchyłek pomiarowych

Spełnienia kryterium minimalnej liczby punktów na krzywej, przy zadanej wartości dopuszczalnej odchyłki od kształtu wzorca, dla tworzonej powierzchni samolotu na potrzeby analiz aerodynamicznych statycznych, dynamicznych oraz procesów technologicznych, bazuje na elementach procesu optymalizacji kombinatoryczno cyklicznej [14] prowadzącej do wyznaczenia optimum rozwiązania dla zaprezentowanej metody inżynierii odwrotnej wspomagającej proces projektowania bryły samolotu. Wyniki procesu poszukiwania rozwiązania przedstawiono w tabeli 1 dla zespołu wiatrochronu kabiny samolotu F-16.

Liczba	Chordal	Odchyłka odległości		Odchyłka kąta	
punktów	tolerance	$10^{-3}  [m]$		[°]	
cross		Średnia	Maksymalna	Średnia	Maksymalna
7	$0,\!5$	0,022	0,119	0,277	2,012
7	1	0,023	0,108	0,301	2,267
9	$0,\!5$	0,018	0,083	0,204	0,862
9	1	0,018	0,089	0,236	1,59
10	$0,\!5$	0,017	0,082	0,187	0,774
10	1	0,016	0,08	0,218	1,298
11	$0,\!5$	0,015	0,072	$0,\!159$	0,81
11	1	0,019	0,091	0,232	1,36
13	$0,\!5$	0,014	0,073	0,142	0,916
13	1	0,014	0,084	0,207	1,41
15	$0,\!5$	0,014	0,096	0,147	1,258
15	1	0,053	0,414	0,381	2,694

Tabela 1. Wyniki analizy odchyłek powierzchni "wzorzec" - obiekt

Zastosowana metoda identyfikacji odchyłek wzorzec-obiekt dla tolerancji wzdłuż cięciwy jest wygodna w zastosowaniu, gdyż umożliwia dostosowanie rozmieszczenia punktów pomiarowych względem obiektu rzeczywistego.

## 3.5. Uwagi końcowe

Na podstawie zamieszczonych wyników analizy w tabeli 1 można stwierdzić, ze optymalnym rozwiązaniem jest stosowanie 10 lub 11 punktów na krzywych *cross*, dla tolerancji 0,5. Zauważmy, że nawet zastosowanie tolerancji 1,0 sprawia, że utworzony obiekt mieści się w założonym przedziale błędu, a mniejsza tolerancja wyjściowa zmniejsza liczbę krzywych *cross*, a co za tym idzie, przyspiesza utworzenie modelu wirtualnego. Ostateczna decyzja co do parametrów programu pozostawiona jest użytkownikowi.



Rys. 4. Wizualizacja kształtu bryły modelu wzorcowego z obiektem wyjściowym

Przedstawiony algorytm modelowania bryły samolotu z wykorzystaniem języka GRIP dla systemu Unigraphics jest procesem uniwersalnym i może być stosowany do tworzenia geometrii istniejących samolotów na potrzeby analiz aerodynamicznych, wytrzymałościowych, technologicznych i procesów eksploatacji, angażując proste metody inżynierii odwrotnej – pomiary współrzędnościowe.

Poprzez zastosowanie wielokryterialnego procesu modelowania bryły samolotu istnieje możliwość opracowania programu kontrolującego narzucone kryteria w procesie projektowania bryły samolotu w kolejnych etapach spirali projektowania.

### 4. Modelowanie układu aerodynamicznego samolotu

#### 4.1. Idea strukturalnego modelowania układu aerodynamicznego

Zadanie strukturalnego modelowania polega na wyborze elementów układu aerodynamicznego i ich wzajemnego rozmieszczania w taki sposób, aby w kolejnych etapach procesu parametrycznego modelowania układu aerodynamicznego zespoły składowe samolotu były rozmieszczone i utrzymywane parametrycznymi powiązaniami w granicach wartości dopuszczalnych określonych przyjętymi ograniczeniami.

Strukturalne modelowanie układu aerodynamicznego jest trudne do sformalizowania i staje się jednym z kluczowych etapów projektowania samolotu. Proces syntezy układu aerodynamicznego musi być poprzedzony analizą prac wstępnych w dziedzinie aerodynamiki statków powietrznych w konfrontacji z analizami porównawczymi projektowanych układów w okresie retrospektywnym i perspektywicznym rozwoju lotnictwa [49, 20, 44, 30, 32, 27, 37] i na tej podstawowe ustalić związki między oczekiwaniami a decyzjami podejmowanymi w czasie projektowania [48, 50]. Wybór granicznych układów, pomiędzy którymi oczekujemy uzyskanie modelowanego układu, pozwoli ustalić oczekiwaną doskonałość układu aerodynamicznego dla eksploatacyjnych zakresów lotu samolotu [8, 53, 56, 17, 18, 19, 21], a proces podejmowania decyzji powinien być oparty o analizy uzasadniające wybór układów projektowych wspomaganych systemami zintegrowanymi CAD/CAM/CAE [52]. Takie podejście zostało zastosowane w procesie modelowania samolotów EM-10, EM-11 oraz eksploatowanych samolotów Su-22, MiG-29 i F-16.

Kolejną barierą, którą należy pokonać w procesie projektowania, jest rozszerzenie wymagań lotu na dużych kątach natarcia uzyskania niezbędnej doskonałości aerodynamicznej na zakresach prędkości manewrowej, zapewnienie maksymalnych prędkości lotu.

Spełnienie przedstawionych oczekiwań w stosunku do współczesnych samolotów wielozadaniowych zapewnia zastosowanie skośnego skrzydła o małym wydłużeniu w układzie z napływem (samolot EM-10, MiG-29, F-16). Układ taki wytwarza wirowy system opływu zespołów nośnych, co poprawia skuteczność skrzydła w ekstremalnych fazach lotu samolotu, zapewniając prawidłowy przebieg  $C_z(\alpha)$  oraz  $C_m(\alpha)$  do kątów natarcia  $\alpha_{max} = 30^\circ$  i wyżej. Skuteczność skrzydła wzrasta poprzez zastosowanie elementów typu winglet na końcówkach konsoli skrzydła, które poprawiają opływ i zmniejszają opór indukowany skrzydła, co powoduje zwiększenie wartości współczynnika siły nośnej  $C_{Z_{kr}}$  oraz przesuwają na wyższe wartości krytyczny kąt natarcia  $\alpha_{kr}$ .

Zwiększenie cięciwy przykadłubowej skrzydła w układzie z napływem umożliwia zastosowanie skrzydła o mniejszej grubości względnej, która wpływa korzystnie na proces eksploatacji samolotu przy dużych liczbach Macha (MiG-29, F-16). Dobór obrysu skrzydła, którego krawędź spływu jest pod niewielkim kątem skosu, podnosi skuteczność manewru start-lądowanie.

Warunek zapewnienia wystarczającej stateczności nowoprojektowanym samolotom z układem skrzydła pasmowego zmusza projektanta do prowadzenia wnikliwych analiz celem wyznaczenia geometrycznych parametrów zarówno samego skrzydła, jak i całego układu zespołów składowych bryły samolotu. Ogólnie rzecz biorąc, należy trafnie dokonać wyboru układu aerodynamicznego na etapie parametrycznego modelowania. Proces ten jest starannie rozważany w etapach projektu wstępnego, a właściwe opracowanie układu aerodynamicznego znacznie skraca czas na rekonfigurację bryły aerodynamicznej w kolejnych etapach modelowania. Zastosowanie konstrukcji *winglet* na końcówkach skrzydeł powoduje znaczny przyrost współczynnika siły nośnej [9, 10, 40, 41]. Podjęcie decyzji o wprowadzeniu powierzchni *winglet* na etapie projektu wstępnego i rozwoju koncepcji podnosi aerodynamiczne walory tworzonej bryły samolotu.

Wybór typu usterzenia pionowego w dużej mierze jest powiązany z właściwościami aerodynamiki skrzydła z napływem pracującego na dużych kątach natarcia i musi spełniać ostre wymaganie związane z zapewnieniem minimum masy konstrukcji. Analiza dostępnych danych wykazała, że racjonalnym wariantem staje się zastosowanie steru kierunku o stosunkowo dużej powierzchni z uwzględnieniem znacznych wartości wydłużenia  $\lambda_{Vst}$ . Dla zapewnienia właściwej skuteczności usterzenia pionowego na dużych kątach natarcia należy tak projektować usterzenie, aby znaczna część powierzchni usterzenia znajdowała się pomiędzy krawędzią spływu skrzydła a krawędzią natarcia usterzenia wysokości. Taka konfiguracja i umiejscowienie steru kierunku przyczynia się do zapewnienia stateczności samolotu do zakresu dużych kątów natarcia i poprawnie wpływa na przebieg charakterystyk  $C_{m_x}(\alpha, \beta), C_{m_z}(\alpha, \beta)$ .

Wybór usterzenia poziomego powinien być podporządkowany kryterium zapewnienia dużej powierzchni przy jednoczesnej małej masie stabilizatora (np. samolot EM-10). Zapewnienie dostatecznej powierzchni usterzenia poziomego jest uwarunkowane zjawiskiem oddziaływaniem śladu wirowego skrzydła z napływem dla zapewnienia podłużnej stateczności i sterowności na dużych katach natarcia. Całkowite uściślenie wartości parametrów usterzenia można dokonać w ramach kompleksowych badań zachowania się samolotu na przewidywanych zakresach lotu, wykorzystując badania tunelowe oraz numeryczne analizy oparte o sprawdzone systemy. Proces doboru usterzenia oraz wyznaczenie jego głównych parametrów powinien uwzględniać obrys i położenie względem płaszczyzny skrzydła.

Konfiguracja kadłuba w znacznej mierze jest uzależniona od wzajemnego rozmieszczenia zespołów składowych samolotu tworzących układ aerodynamiczny. Kadłub, jako bryła samolotu, jest narażony na wpływ rozmaitych ograniczeń wywołanych oddziaływaniem zespołów składowych całej bryły samolotu.

Wspomniane ograniczenia są uwarunkowane poprzez spełnienie funkcji celu: racjonalnej proporcji objętościowo-masowej układu w stosunku do kadłuba, unifikacji proponowanych wariantów samolotu, technologiczności, zapewnienie stateczności na dużych kątach natarcia.

Wybór formy kanału dolotowego silnika powinien uwzględniać zapewnienie stabilnego strumienia na wlocie do kanału. Szukanie rozwiązania umieszczenia kanału wlotowego pod zespołem napływu (pasma) skrzydła powoduje, że ukształtowany strumień przepływu pod dolną powierzchnią pasma zapewnia stabilność strumienia włotowego na dużych kątach natarcia (samolot EM-10, F-16, MiG-29).

Kształtowany we wstępnych etapach projektowania układ aerodynamiczny samolotu, wykorzystywany jest w kolejnych etapach szczegółowego modelowania [7, 22, 23, 26, 27]. Wyniki cząstkowego zewnętrznego modelowania zespołów składowych są podstawą do procesu strukturalnego modelowania bryły samolotu. Sumą strukturalnej syntezy staje się wstępny układ aerodynamiczny, którego parametry geometryczne uszczegóławiają się i uściślają w procesie parametrycznej syntezy bryły samolotu. Zasadność decyzji projektowych i uściślenie wzajemnego rozmieszczenia wybranych elementów układu aerodynamicznego przedstawia się w postaci otrzymanych charakterystykach osiągowych.

#### 4.2. Parametryczne modelowanie układu aerodynamicznego

Zadanie parametrycznej syntezy układu aerodynamicznego polega na określeniu parametrów geometrycznych zespołów składowych, którym są stawiane ograniczenia na etapie strukturalnej syntezy. W tradycyjnym podejściu do rozwiązania zadania parametrycznego modelowania układów aerodynamicznych dla nowoprojektowanego samolotu szczególną rolę spełniają badania tunelowe, które wspomagają proces modelowania samolotów w systemach CAD niższych generacji. Proces parametrycznego modelowania stanowi etap przybliżenia wartości początkowych dla kluczowych parametrów konstrukcji. Dane wejściowe parametrycznego modelowania układu są zbiorami zastosowanych rozwiązań w określonym przedziale czasu rozwoju bazowego (wzorcowego) typu samolotu w okresie retrospektywnym i perspektywicznym [16]. Właściwa analiza stosowanych układów jest procesem niezbędnym na etapie parametrycznego modelowania układu. Zaletą takiego podejścia jest wysoka wiarygodność wyników, która została potwierdzona badaniami w procesie modelowania samolotu EM-10, EM-11.

Realizacja parametrycznego modelowania bryły samolotu na bazie metod numerycznej aerodynamiki przynosi oczekiwane rezultaty, które mogą być podstawą do dalszego wnioskowania o uzyskanych charakterystykach aerodynamicznych, a wątpliwe wyniki potwierdzać badaniami tunelowymi (prowadzono dla samolotów Su-22, MiG-29, EM-10, EM-11). Przyjmując wyniki numerycznej analizy za poprawne, należy zwrócić uwagę na fakt, że uzyskane bazy wyników są poprawne dla warunków przepływu opisanych modelami matematycznymi, natomiast stosowanie modeli, które nie odzwierciedlają nawet przybliżonych warunków przepływu, mogą przynieść skutek odwrotny do zamierzonego. Metody numerycznej aerodynamiki są wrażliwe na trafność stawianych warunków brzegowych i są wykorzystywane w pewnych przypadkach do jakościowych analiz zachowania się obiektu. Połączenie badań tunelowych i numerycznej aerodynamiki w procesie parametrycznego modelowania układu aerodynamicznego jest procesem, który daje wiarygodne wyniki na etapie oceny zachowania się projektowanego samolotu (EM-10, EM-11, PZL-130).

Przedstawione problemy procesu modelowania układu aerodynamicznego stały się generatorem powstania metody mieszanej (eksperyment i metody numerycznej aerodynamiki), w której metodą potwierdzenia poprawności przyjętego układu aerodynamicznego są badania tunelowe stanowiące źródło informacji o lokalnych zjawiskach występujących w procesie opływu proponowanego układu aerodynamicznego na etapie projektu wstępnego. Natomiast metody numeryczne, które są tańsze z punktu widzenia ekonomiczności projektu, są wykorzystywane do potwierdzenia przewidywanych zjawisk dla przyjętego układu aerodynamicznego.

W celu skrócenia czasu i środków w procesie parametrycznego modelowania układu aerodynamicznego samolotu opracowano metodykę wspomagającą modelowanie układu, która bazuje na numeryczno-eksperymentalnym modelu, gdzie danymi wejściowymi do modelu numerycznego są wyniki z badań tunelowych lub potrzeba potwierdzenia konieczności wykonania badań tunelowych dla potwierdzenia uzyskanych wyników lokalnej numerycznej analizy przepływu (rozwiania wątpliwości). Tego typu podejście umożliwia wielowariantowe poszukiwanie racjonalnego połączenia geometrycznych parametrów bryły samolotu z poszukiwanym układem aerodynamicznym. Bazując na przedstawionych rozważaniach, można stwierdzić, że parametryczne modelowanie układu aerodynamicznego samolotu prowadzi się w czterech etapach:

- Analiza zestawieniowa opracowanie szeregów parametrycznych dla danego typu samolotu w okresie retrospektywnego i perspektywicznego rozwoju samolotu.
- Opracowanie modelu parametrycznych powiązań projektowanego układu.
- Analiza modeli postaci cząstkowych projektowanego układu aerodynamicznego.
- Kształtowanie sumarycznej aerodynamicznej bryły samolotu i wyznaczenie niezbędnych charakterystyk aerodynamicznych.

Głównymi celami etapów eksperymentalno-obliczeniowych jest kształtowanie układu aerodynamicznego pierwszego przybliżenia, utworzenie bazy danych do budowy i weryfikacji modeli matematycznych. Kolejność realizowanych na tym etapie procedur ilustruje schemat, przedstawiony na rys. 5. Danymi początkowymi do prac projektowych na tym etapie stają się wyniki aerodynamicznego projektowania i strukturalnego modelowania aerodynamicznego układu. Kolejne etapy badań tunelowych i numerycznych analiz modeli, które są kalibrowane na podstawie obserwacji tunelowych, prowadzą do utworzenia bazy danych do walidacji modelu matematycznego.



Rys. 5. Algorytm wyznaczania wstępnych parametrów dla modelowanych aerodynamicznych układów

Procedury drugiego etapu parametrycznego modelowania układu aerodynamicznego samolotu i ich wzajemny związek przedstawiony jest na rys. 6.
Wybór matematycznego modelu jest podyktowany konfiguracją aerodynamicznego układu, rozpatrywanymi zakresami lotu, typami aerodynamicznych charakterystyk i geometrycznych parametrów oraz szeregiem dodatkowych czynników, takich jak dane misji samolotu, rozmieszczenie silników, ciąg niezbędny, kwalifikacje personelu, itp.



Rys. 6. Algorytm drugiego etapu parametrycznego modelowania układu aerodynamicznego

Proces automatycznego generowania układu aerodynamicznego powiązany jest z zadaniami parametrycznego modelowania (określanymi parametrami geometrycznymi) opartego na skutecznej numerycznej metodzie CAE oraz dostępnym sprzętem komputerowym o dużej mocy obliczeniowej. Opracowany matematyczny model jest wykorzystywany do generowania nowych układów według przyjętego schematu i jest uaktualniany w procesie testowania i weryfikacji. Otrzymane charakterystyki są porównywane w punktach kontrolnych obiektów będących w utworzonej bazie danych podobnych typów samolotów o podobnej konfiguracji aerodynamicznej. Otrzymane w wyniku testowania i weryfikacji, dokładność rozwiązania porównuje się z dopuszczalnymi ich wartościami. Nie spełnienie zadanych warunków jest korygowane procedurą, która wymusza zmianę wartości parametrów początkowych, a to powoduje uaktualnienie geometrii, co wpływa na zmianę opływu projektowanej bryły samolotu.

Wykorzystanie do badań matematycznych modeli zbudowanych z udziałem wyników fizycznych eksperymentów ma charakter kompleksowych numeryczno-doświadczalnych badań. Głównym celem matematycznych modeli jest umożliwienie przeprowadzenia sprawdzenia zgodności przewidywanych oddziaływań ośrodka na zaburzenie, jakim jest projektowany układ aerodynamiczny.

Analiza porównawcza metod numerycznej aerodynamiki wykazała, że bardzo wydajną metodą numeryczną jest panelowa metoda sieci wirowych VORLAX, VSAERO oraz ich metody pochodne. Metody oparte o ideę sieci wirowych pozwalają określać aerodynamiczne charakterystyki samolotu praktycznie na wszystkich rozpatrywanych zakresach lotu samolotu w procesie projektowania. Osobliwości wyboru i przyjęcia metody numerycznej, a także procesu matematycznego modelowania przedstawiono w pracach [2, 3, 18, 19, 34, 35, 52].

Poniżej zamieszczono kilka przykładów ilustrujących właściwości i możliwości modeli numerycznych bazujących na metodzie sieci wirowych wspomagających proces projektowania układu aerodynamicznego samolotu [43, 45].

Na rys. 7 przedstawiono dyskretne modele w układzie skrzydło-napływ. Przebieg współczynnika siły nośnej  $C_z(\alpha)$  konfiguracji skrzydło-napływ dla przedstawionych wariantów zilustrowano na rys. 8. Numeracja krzywych odpowiada numeracji schematów opływu zamieszczonemu na rys. 7. Przedstawioną formę wizualizacji oceny układu należy interpretować następująco: charakterystyka  $C_{z1} = f(\alpha)$  reprezentuje przepływ bez oderwania na małych kątach natarcia, widoczna płaska niezdeformowana powierzchnia śladu wirowego; charakterystyka charakterystyka  $C_{z2} = f(\alpha)$  reprezentuje przepływu bez oderwania na umiarkowanych kątach w pobliżu małych kątów natarcia, przepływ uwidacznia kształtowanie się na końcówkach skrzydeł układu śladu wirowego typowego dla deformującego się śladu wirowego; charakterystyka  $C_{z3} = f(\alpha)$  reprezentuje przepływ na dużych kątach natarcia, gdzie uwidaczniają się układy wirowe schodzące z brzegów napływu oraz końcówek i tylnej



Rys. 7. Dyskretny model do badań układu aerodynamicznego w procesie projektowania

części skrzydła, schemat układu wirów kształtuje się przy zjawisku oderwania strumienia.

Należy zauważyć, że na charakterystykę  $C_z(\alpha)$  w istotny sposób wpływa zaobserwowane zjawisko powstawania śladów wirowych stabilizujących opływ projektowanego układu. Matematyczny model wiąże zakresy przepływu z charakterystykami aerodynamicznymi układu skrzydło-napływ (samolot EM-10, MiG-29, F-16). Tego typu układ aerodynamiczny wykorzystuje w sposób pożyteczny bardzo niekorzystne zjawisko oderwania, które jest niebezpieczne dla innych konfiguracji projektowanych skrzydeł. Modele geometryczne pierwszego przybliżenia (rys. 9) stanowią źródło informacji topologicznej zespołów



Rys. 8. Zależność współczynnika  $C_z(\alpha)$  dla konfiguracji przedstawionej na rys. 7



Rys. 9. Topologia panelowej struktury geometrycznego układu pierwszego przybliżenia

składowych projektowanego układu aerodynamicznego dla przyjętych modeli matematycznych.

Modele matematyczne bazujące na metodach panelowych (np. metodzie sieci wirowych) zapewniają uwzględnienie (w zależności od zapotrzebowania) udziału praktycznie wszystkich czynników, wywierających wpływ na aerodynamikę samolotu w przewidywanych zakresach lotu projektowanego samolotu [45].

W procesie parametrycznego modelowania bryły samolotu, wariant skrzydła z napływem przyjęto jako jedno z kryteriów projektowania bryły samolotu.

Utworzona baza projektowych matematycznych modeli pozwala prowadzić dalszy proces parametrycznej syntezy układu aerodynamicznego. Proces ten wymaga określenia powiązań pomiędzy wieloma geometrycznymi parametrami. Racjonalnym podejściem w procesie poszukiwania wpływu parametrów geometrycznych w modelowaniu układu aerodynamicznego jest metoda dekompozycji ogólnego zadania modelowania układu aerodynamicznego na cząstkowe zadania modelowania układu, w której należy poszukiwać wpływ poszczególnych parametrów geometrycznych na ogólny układ aerodynamiczny. Przedstawiony algorytm ilustrujący związki między poszczególnymi projektowymi procedurami zadań cząstkowych zilustrowano na rysunku 10.



Rys. 10. Algorytm tworzenia bazy cząstkowych rozwiązań zadań projektowych

Szczegółowe zadania parametrycznego modelowania układu uwzględniają możliwość wyboru aerodynamicznych charakterystyk niezbędnych do wyznaczenia geometrycznych parametrów modelowanego samolotu. Dlatego złożonym etapem w procesie projektowania bryły aerodynamicznej staje się postawienie zadania związanego z wyborem kluczowych geometrycznych parametrów. Parametry te powinny być jednoznacznie związane z badanymi charakterystykami, a ich zmiany nie powinny wpływać na zmiany innych charakterystyk aerodynamicznych. Jeżeli taki wybór jest możliwy, to cząstkowe zadania projektowe można rozwiązać niezależnie od kolejnych zadań, a w tym przypadku funkcja celu reprezentuje miarę odchylenia uzyskanych wartości charakterystyk aerodynamicznych od przewidywanej.

Początkowe wartości dla parametrów stanowią wartości pierwszego przybliżenia poszukiwanego układu aerodynamicznego. Przy pomocy matematycznego modelu wyznacza się wartość badanej charakterystyki, określa się wartość funkcji celu, natomiast w bloku optymalizacji dokonuje się operacja przyrostu wartości parametrów, które są przybliżane do wartości zapewniających uzyskanie przewidywanych wartości charakterystyk aerodynamicznych. Proces jest powtarzany cyklicznie do otrzymania wartości parametrów geometrycznych spełniających uzyskanie oczekiwanych charakterystyk aerodynamicznych. Uzyskana tablica dopuszczalnych wartości parametrów geometrycznych i odpowiadającym im charakterystykom aerodynamicznym jest przechowywana w bazie rozwiązań dla cząstkowych modeli projektowych układów aerodynamicznych.

Wpływ poszukiwanych parametrów geometrycznych w odniesieniu do określonej charakterystyki modelowanego układu aerodynamicznego w procesie projektowania jest znaczący. Dowolna charakterystyka aerodynamiczna zależy od wielu geometrycznych parametrów, a dowolna zmiana parametru geometrycznego w dużej mierze odbija się na kolejnych parametrach aerodynamicznych. W procesie projektowania kontrola wpływu zmian geometrycznych parametrów na charakterystyki aerodynamiczne jest sterowana poprzez funkcję celu. Do procesu sprawdzenia parametrów niekontrolowanych (niesterowanych narzuconych przez wymagania techniczne) przez funkcję celu wykorzystuje się wzorcowe matematyczne modele.

Jeżeli rozwiązania kontrolne nie przyniosą zgodności z dokładnymi rozwiązaniami zadania projektowego, to w takim przypadku należy zmienić tablicę wartości dla zmiennych parametrów geometrycznych albo zmianie musi ulec funkcja celu, co pociąga za sobą zmianę formułowania zadania projektowego.

Celem zadania projektowego jest określenie wartości zbioru niezbędnych parametrów geometrycznych, które jednoznacznie określają bryłę aerodynamiczną, a tym samym jednoznacznie wpłyną na uzyskane charakterystyki aerodynamiczne. Zastosowany moduł optymalizacji w procedurze (rys. 10) modelowania układu aerodynamicznego szczegółowo jest przedstawiony w pracach [46, 47, 52].

Wykorzystując bazę rozwiązań cząstkowych, można przejść do etapu kształtowania sumarycznego układu aerodynamicznego w procesie parametrycznego modelowania. Dane wejściowe są poddawane procesowi uściślenia, które mają na celu określenie parametrów dla elementów wiążących zespoły bryły samolotu, a tym samym wypełnia się całościowo struktura układu aerodynamicznego. Dla takiego układu jest prowadzona ocena aerodynamicznej kompozycji, gdzie podstawowym zadaniem staje się określenie poprawności aerodynamicznego układu z układem: konstrukcyjno-wytrzymałościowym, masowo-bezwładnościowym, a także zgodności z szeregiem wymagań technologicznych, eksploatacyjnych oraz innych. Kształtowanie ostatecznego układu aerodynamicznego w opracowanym algorytmie wiąże się z procesem korekcji parametrów geometrycznych, a tym samym korekcją charakterystyk aerodynamicznych całego układu.



Rys. 11. Algorytm modelowania układu aerodynamicznego na bazie rozwiązania dla cząstkowych modeli projektowych układów aerodynamicznych

Badania tunelowe są ukierunkowane na uściślenie aerodynamicznych charakterystyk i potwierdzenia poprawności podjętych decyzji projektowych. Wynikiem realizacji procedury ostatecznego kształtowania układu aerodynamicznego na bazie rozwiązań cząstkowych (rys. 11) jest powstanie bazy charakterystyk aerodynamicznych dla projektowanego układu, która jest niezbędna do prowadzenia dalszych prac projektowych.

Przedstawiona metodyka parametrycznego modelowania układu aerodynamicznego została wykorzystana do projektowania bryły samolotu EM-10 Bielik i może być wykorzystana w procesie projektowania samolotu wielozadaniowego i szkolno-treningowego [38].

Podstawową trudnością w procesie projektowania samolotów jest zapewnienie stateczności podłużnej w zakresie kątów natarcia do  $\alpha = 30^{\circ}$ . Niedogodność tę można zlikwidować, stosując mechanizację skrzydła.

Badany aerodynamiczny układ (rys. 12, 14, 16) w zakresie charakterystyki  $C_{m_y}(\alpha)$  posiada pewną utratę stateczności od kąta natarcia  $\alpha = 12^{\circ}$ i przywrócenie jej przy  $\alpha = 30^{\circ}$ . Aby taką niedogodność zlikwidować, należy przeprowadzić korekcję kilku parametrów, ponieważ nie jest możliwe przeprowadzenie zmian układu aerodynamicznego, wykonując korekcję tylko jednego parametru w zakresie dopuszczalnych zmian wartości, celem zapewnienia zapasu stateczności w zakresie eksploatacyjnych kątów natarcia.



Rys. 12. Interpretacja parametru względnego przewyższenia usterzenia poziomego

Analiza osobliwości i zachowania się modelowanego układu aerodynamicznego poprzez badania tunelowe umożliwiają ocenę i przeprowadzenie korekt parametrów, celem uzyskania bryły zapewniającej niezbędną stateczność projektowanej bryły samolotu z uwzględnieniem misji. Zapewnienie stateczności układu zależy od wzajemnego rozmieszczenia skrzydła, napływu, usterzenia poziomego, kształtu i wymiarów części nosowej kadłuba, formy usterzenia poziomego w rzucie na płaszczyznę cięciw. Na rys. 13 przedstawiono przebieg zależności  $C_{m_y}(\alpha)$  dla wariantów aerodynamicznego układu (rys. 12), różniących się wielkością względnego przewyższenia usterzenia poziomego (UH) w stosunku do płaszczyzny cięciw skrzydła  $\overline{h}_{UH} = h_{UH}/b_{sca}$ , gdzie  $b_{sca}$  – długość średniej cięciwy aerodynamicznej skrzydła;  $h_{UH}$  – wielkość przewyższenia nad płaszczyzną cięciw skrzydła.



Rys. 13. Wpływ przewyższenia usterzenia poziomego na charakterystyk<br/>ę $C_{m_y}(\alpha)$ dla konfiguracji N1, A1

Analizę wpływu usterzenia na przebieg współczynnika momentu pochylającego przeprowadzono w stosunku do układu, którego płaszczyzna cięciw usterzenia poziomego leży w płaszczyźnie cięciw skrzydła  $\overline{h}_{UH} = 0$ . Dla takiego przypadku przeprowadzono poszukiwania przebiegu  $C_{m_y}(\alpha)$  dla zmiennego obrysu usterzenia. Schemat obrysu zespołu układu aerodynamicznego przedstawiono na rysunku 14, natomiast wpływ kształtu obrysu usterzenia na przebieg charakterystyk  $C_{m_y}(\alpha)$  stateczności podłużnej badanego układu aerodynamicznego przedstawiono na rysunku 15.



Rys. 14. Model geometryczny usterzenia poziomego - interpretacja kształtu obrysu

Należy zauważyć, że widoczne zmiany występują przy zastosowaniu uskoku na krawędzi natarcia i zmniejszeniu wydłużenia usterzenia. Proces ten za-



Rys. 15. Wpływ kształtu obrysu usterzenia poziomego na charakterystykę  $C_{m_u}(\alpha)$ 

pewnia zachowanie ustalonej powierzchni usterzenia poziomego. Nieznaczne zmiany dotyczące formy usterzenia są przyczyną zmian w przebiegu rozkładu współczynnika momentu pochylającego.

Problem wyboru konfiguracji napływu i przekroju poprzecznego przedniej części segmentu kadłuba jest związany z wyborem wartości parametrów definiujących geometrię zespołu, dla których zmiana jednego parametru w kierunku polepszenia dowolnej charakterystyki stateczności może doprowadzić do pogorszenia pozostałych charakterystyk stateczności samolotu na dużych kątach natarcia. Na rysunkach 16-19 przedstawiono schematy badanych układów aerodynamicznych oraz uzyskane zależności  $C_{m_y}(\alpha)$  dla różnych konfiguracji napływu (N1 do N4) i przekrojach poprzecznych kadłuba (A1 do A3).



Rys. 16. Model geometryczny układu kadłub napływ – interpretacja kształtu obrysu

Zaprezentowane wyniki wskazują, że najbardziej istotny z punktu widzenia zapewnienia podłużnej stateczności jest wariant układu aerodynamicznego



Rys. 17. Wpływ parametrów geometrycznych układu kadłub-napływ na charakterystykę  $C_{m_y}(\alpha)$  dla przewyższenia  $\overline{h}_{UH} = 0$  oraz parametrach (A1) przekroju poprzecznego kadłuba



Rys. 18. Model geometryczny układu kadłub-napływ – interpretacja kształtu przekroju



Rys. 19. Wpływ parametrów geometrycznych przekroju kadłuba na charakterystykę  $C_{m_u}(\alpha)$  dla przewyższenia  $\overline{h}_{UH} = 0$  oraz konfiguracji (N1) napływ-kadłub

z napływem najmniejszych rozmiarów N2 i kołowym przekrojem poprzecznym kadłuba A3.

W przypadku stateczności poprzecznej najlepsze charakterystyki uzyskuje się w przypadku zastosowania napływu N3 o maksymalnej powierzchni i przekroju soczewkowym A2 kadłuba. Wybór układu aerodynamicznego, którego konfiguracja obejmuje przekrój kadłuba A1 i powierzchnię napływu N1 jest kompromisowym rozwiązaniem, które zapewnia stateczność względem osi x, y, z do wartości kąta natarcia  $\alpha = 30^{\circ}$ , co zaobserwowano dla samolotu EM-10 Bielik.

Zależności  $dC_{m_y}(\alpha)/d\beta$  i  $dC_{m_x}(\alpha)/d\beta$  dla przedstawionych wariantów układu aerodynamicznego zamieszczono na rysunkach od 20 do 23.



Rys. 20. Wpływ parametrów geometrycznych układu napływ-kadłub na charakterystykę  $dC_{m_y}(\alpha)/d\beta$ dla ustalonej wartości $\delta_{UH}=30^\circ$ 



Rys. 21. Wpływ parametrów geometrycznych układu napływ-kadłub na charakterystykę  $dC_{m_x}(\alpha)/d\beta$  dla ustalonej wartości  $\delta_{UH} = 30^{\circ}$ 



Rys. 22. Wpływ parametrów geometrycznych przekroju poprzecznego kadłuba na charakterystykę  $dC_{m_y}(\alpha)/d\beta$  dla ustalonej wartości  $\delta_{UH} = 30^{\circ}$ 



Rys. 23. Wpływ parametrów geometrycznych przekroju poprzecznego kadłuba na charakterystykę  $dC_{m_x}(\alpha)/d\beta$  dla ustalonej wartości  $\delta_{UH} = 30^{\circ}$ 

### 5. Wnioski

Zadanie zapewnienia właściwego współczynnika siły nośnej oraz właściwej stateczności dla samolotu nowoprojektowanego jest możliwe poprzez zastosowanie wieloparametrycznego modelowania bryły samolotu. Taki proces podejścia do sposobu modelowania układu aerodynamicznego zdeterminowało zastosowanie zintegrowanego systemu CAD/CAM/CAE, który znacząco wspomaga podjęcie decyzji na etapie poszukiwania rozwiązania w procesie parametrycznej syntezy układu aerodynamicznego. Przedstawiona metodyka poszukiwania układu aerodynamicznego na bazie rozwiązań cząstkowych została zastosowana w procesie modelowania bryły samolotu EM-10 Bielik zaprojektowanej przez Edwarda Margańskiego. Badanie wpływu konfiguracji geometrycznej na charakterystyki aerodynamiczne są udokumentowane w artykule pt. *Doświadczalne charakterystyki aerodyna*miczne modelu samolotu MRG1 i MRG ze skrzydłem pasmowym w opływie symetrycznym, Biuletyn WAT, vol. LI, nr 8 (2002).

Dla układów aerodynamicznych zbliżonych do konfiguracji samolotu F-16. Wyniki są zamieszczone w sprawozdaniu pt. *Opracowanie zbioru analiz wspomagających proces wdrażania do eksploatacji samolotu F-16 w Siłach Zbrojnych RP*. Projekt finansowany przez MNiSzW.

#### Bibliografia

- 1. ANDERSON J.D. JR., 1995, Computational Fluid Dynamics, McGraw-Hill
- 2. BJÖRCK Å., DAHLQUIST G., 1987, Metody numeryczne, PWN, Warszawa
- BLASZCZYK P., 1996, Numeryczne aspekty modelowania geometrii samolotu na potrzeby metod panelowych, Zeszyty Naukowe Katedry Mechaniki Technicznej, 1, 1996, XXXV Sympozjon Modelowanie w Mechanice, Gliwice, 31-36.
- 4. BOEHEM W., 1984, Efficient Evaluation of Splines, Computing
- BOLCHOVITINOV V.F., 1962, Puti razvitija letatelnych apparatov, Maszinostroenie, Moskwa, 131 s.
- 6. BRANDT S.A., STILES R.J., BERTIN J.J., WHITFORD R., 1997, Introduction to Aeronautics: A Design Perspectives, AIAA Inc., Reston VA
- BRUSOV V.S., 1982, Sistemnyj analiz i avtomatizirowannoe proektirovanie letatelnych apparatov, Moskwa, Izd. MAI, 80 s.
- 8. CARSON B.H., 1980, Fuel efficiency of small aircraft, AIAA Paper, 80-1847
- COVERT E.E., JAMES C.R., KIMZEY W.F., RICHEY G.K., ROONEY E.C. (EDS.), 1985, Thrust and drag: its prediction and verification, *Progress in Astronautics and Aeronautics*, 98, AIAA, New York
- CROSTHWAIT E., KENNON I., ROLAND H., 1967, Preliminary Design Methodology for Air Induction Systems, U.S. Air Force SEG-TR-67-1, Wright-Patterson AFB, OH
- 11. DE BOOR C., 1972, A Practical Guide to Splines, Springer, New York
- 12. DZIURZYNSKI R., 1985, Improved Doublet-Lattice Method For The Solution Of The Lifting Surface Integral Equation, Pam-263, University Of California, Berkeley

- 13. FARING G., BARRY P.J., 1986, Link Between Bezier and Lagrange Curve and Surface Schemes, Computer-Aided Design
- 14. FILIPOWSKI R., ZIĘTARSKI S., 1996, Programowanie w systemie POUT-APT, Politechnika Warszawska
- 15. FOLEY J.D., VAN DAM A., 1995, Wprowadzenie do grafiki komputerowej, Wydawnictwo Naukowo-Techniczne, Warszawa
- GOEZENDORF-GRABOWSKI T., 1994, Numerical calculation of stability derivatives of an aircraft, *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, **32**, 3, 1994, 591-606
- GORAJ Z., PIETRUCHA J., 1998, Modified panel methods with examples of applications to compressible flowfield calculations, *Transaction of Institute of Aviation*, 98, 1 (152), Warszawa, 28-40
- GORAJ Z., PIETRUCHA J., 1995, Classical panel methods: a routine tool for aerodynamic calculation of complex configurations: from concepts to codes, *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 33, 4, 843-878
- GORAJ Z., PIETRUCHA J., 1998, Basic mathematical relation of fluid dynamics for modified panel methods, *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 36, 1, 47-66
- GORAJ Z., 2001, Dynamika i aerodynamika samolotów manewrowych z elementami obliczeń, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa
- GORAJ Z., 1999, Mathematical background of the classical and modified panel methods, Aviacija (Aviation – Scientific Works), 471, 4, 70-86
- 22. HALE F.J., 1984, Aircraft Performance, Selection, and Design, Wiley, New York
- HERBST W.B., KROGULL B., 1972, Design for air combat, AIAA Paper, 72-749, AIAA 4th Aircraft Design, Flight Test, and Operations Meeting, Los Angeles, CA
- JUMPER E., 1983, Wave drag prediction using a simplified supersonic area rule, Journal of Aircraft, 20, 893-895
- 25. KACHEL S., KOZAKIEWICZ A., 2010, Metody prognozowania rozwoju obiektu na etapie projektowania statków powietrznych, *Prace Instytutu Lotnictwa*
- KATZ J., PLOTKIN A., 1991, Low-Speed Aerodynamics, From Wing theory to Panel Methods, McGraw-Hill, Inc., New York
- KRZYŻANOWSKI A., 2009, Mechanika lotu, Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa
- KICIAK P., 2000, Podstawy modelowania krzywych i powierzchni, WNT Warszawa, wyd. I

- 29. KICIAK P., 2005, Podstawy modelowania krzywych i powierzchni, WNT Warszawa, wyd. II
- KLEPACKI Z., 2004, Postać konstrukcyjna samolotu jako konsekwencja kryteriów wyboru i realizacji zadań, [W:] *Mechanika w Lotnictwie*, J. Maryniak (red.), ZG PTMTS Warszawa
- KONSTANDINOPOULOS P., 1985, A Vortex Lattice Method for general, unsteady aerodynamics, *Journal of Aircraft*, 22, 1, 43-49
- 32. KRZYŻANOWSKI A., SZENDZIELORZ CZ., 1994, Eksperymentalne charakterystyki aerodynamiczne modelu samolotu ze skrzydłem pasmowym dla symetrycznego i niesymetrycznego przepływu, Zbiór referatów XI Krajowej Konferencji Mechaniki Płynów
- LAHA M.K., 1993, A Vortex Lattice Method for thin wings oscillating in ideal flow, Aeronautical J., 1919, 314-320
- LAN C.E., 1974, A Quasi-Vortex Lattice Method in thin wing theory, *Journal of Aircraft*, 11, 9, 518-527
- 35. LAN C., ROSKAM J., 1980, Airplane Aerodynamics and Performance, Roskam Aviation and Engineering Corp., Ottawa, KS
- 36. LIMING R., 1944, Practical Analytic Geometry with Applications to Aircraft, Macmillan, New York
- 37. LOFFIN L., 1980, Subsonic Aircraft: Evolution and the Matching of Size to Performance, NASA
- MCINTOSH S.C., EASTEP F.E., 1968, Design of minimum-mass structures with specifical stiffness properties, AIAA Journal, 016, 7, 962-964
- 39. PAVLIDIS T., 1987, Grafika i przetwarzanie obrazów, WNT, Warszawa.
- 40. RAYMER D.P., 2006, Aircraft Design: A Conceptual Approach Fourth Edition, AIAA Education Series, AIAA
- RAYMER D., 2002, Use of net design volume to improve optimization realism, Weight Engineering Journal, 61, 2.
- 42. ROSKAM J., 1985, *Airplane Design*, Roskam Aviation and Engineering Corporation, Ottawa
- ROSKAM J., 1971, Methods for Estimating Drag Polars of Subsonic Airplanes, Published by Author
- 44. SIBILSKI K., 2004, Modelowanie i symulacja dynamiki ruchu obiektów latających, Oficyna Wydawnicza MH, Warszawa
- 45. SINGH N., AIKAT S., BASU B.C., 1989, Incompressible potential flow about complete aircraft configurations, *Aeronautical J.*, 335-343

- STALEWSKI W., 1997, Numeryczne modelowanie złożonych opływów przestrzennych na bazie metody panelowej. Pakiet Programów CODA-3D, Prace Instytutu Lotnictwa, 97, 4 (151), 62-70
- 47. WINIECKI J., 1998, Wielokryterialne projektowanie bryły samolotu z wykorzystaniem metod panelowych, rozprawa doktorska, Politechnika Warszawska
- ANTONOW W.I., KNYSZIEW L.I., SIMONOW M.P., 1990, Osnownyie preobrazowania k istrebiteliju IV pakolienija i ich riealizacii w konstrukcji istriebitielijapieriechwatczika Su-27, *Technika Wozdusznogo Flota*, 2
- 49. BJUSZGENS G.S., 1990, Awiacia XXI wieka, Technika Wozdusznogo Flota, 1
- 50. BJUSZGENS G.S., 1998, Aerodinamika, ustroicziwost i uprawliaiemost swierhzwukowych samolietow, Nauka
- 51. DMITRJEW W.G., BEŁOCJERKOWSKIJ S.M., BUNKOW N.G., 1998, Sistiemnaja rol matiematiczieskoj komputiernoj modieli samolieta w jewo żizniennom ciklie, *Technika Wozdusznowo Flota*, **4-5**
- 52. DOLŻENKOW N.N., I DRUGIJE, 2005, Matiematiczieskoje modelirowanie pri formirowanii oblika lietatielnowo apparata, Maszinostrojenie
- 53. KJUCHIEMAN D., 1983, Aerodinamiczeskoie proiektirowanie samolietow, Maszinostroienie
- 54. MATWIEJEW A.I., PADOBIEDOW W.A., DOŁŻENKOW N.N., 1996, Osobiennosti aerodynamiczieskowo proiektirowania pierspektiwnych uciebnotrenirowocznych samolietow, Awiacionnaia Promyszlennost, **5-6**
- 55. NISZT M.I., PADOBIEDOW W.A., 1989, Osnowy mietabologii awtomasziirowannowo proiektirowania, Tr. WWIA im. H. E. Żukowskowo Wyp. 1315
- 56. PJASJECKIJ W.A., 1989, Issliedowanije topologii abtiekania modieliej samolietow razlicznych schiem na bolszych uglach ataki, Tr. CAGI
- 57. SZKADOW L.M., 1994, Awiacia XXI wieka, Prognozy i pierspiektiwy, *Technika Wozdusznogo Flota*, 1-2

### Modelling of the surface and aerodynamic system of an airplane through inverse engineering

#### Abstract

In the paper, a method of inverse engineering used in the procedure of coordinate measurements for creation of the shape of a contemporary multi-task airplane is presented. Its geometry is disclosed by harnessing the Unigraphics package. The realization of the task required writing a code for incorporating points from the source model of the airplane (simulation of measurements) for shaping the curves and surfaces. The next stage was optimization of the selected points with the criterion of the minimum number of needed points for unique representation of geometry of the real object. The optimization itself was confined to comparison of the surface with the source model after scanning (the net of points), which enforced making decision on the choice of points through making use of own procedures elaborated in Unigraphics. Mathematical formulas were univocally described for geometrical elements of the plane, which are employed in the GRIP language being applied to building up airplane assemblies with the rules of design of aerodynamical systems preserved. The modelling of aerodynamical systems is the key process in creation of the optimal solution of a newly designed plane. It can be aided with results of comparison analysis among aircraft characterized by similar operational parameters. Such juxtaposing enhances the process of determination of the limits on the parameters included in the mathematical representations. To some extent, statistical studies control the process of geometry modification aiming at determination of the optimal parameters of the designed airplane body. The algorithm for designing and developing electronic documentation must fulfill all advantages of "simultaneous" modification of the surface through parametric encoding of the project in the Unigraphics environment.

Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej MECHANIKA W LOTNICTWIE ML-XV 2012

## WPŁYW CECH KONSTRUKCYJNYCH ŚMIGŁOWCÓW ORAZ WARUNKÓW ICH EKSPLOATACJI NA HAŁAS EMITOWANY WE WNĘTRZU STATKU POWIETRZNEGO I JEGO OTOCZENIU

BOGUSŁAW ŁAZARZ ROBERT KONIECZKA JAROSŁAW KOZUBA Politechnika Śląska, Wydział Transportu e-mail: bogusław.lazarz@polsl.pl; robert.konieczka@polsl.pl; jarosław.kozuba@polsl.pl

Referat stanowi próbę kompleksowego i przekrojowego ujęcia zagadnień związanych ze szczególnym rodzajem hałasu, a mianowicie hałasem emitowanym przez śmigłowce. Sygnalizuje tym samym jedynie w sposób ograniczony główne zagadnienia związane z tą tematyką, nie analizując głęboko pewnych zagadnień lub całkowicie je pomijając. Stanowić ma przyczynek do dalszych wnikliwszych badań nad tym zagadnieniem w celu wskazania najbardziej węzłowych kierunków. Wykorzystuje przy tym przede wszystkim różnorodną literaturę oraz aktualne unormowania z tego zakresu. Bazuje na starszych badaniach hałasu, gdyż dostępność pomiarów hałasu dla poszczególnych typów aktualnie użytkowanych śmigłowców i funkcjonujących lądowisk jest ze względów komercyjnych bardzo ograniczona.

### 1. Istota hałasu lotniczego

Hałas wynika bezpośrednio z pojęcia dźwięku. Dźwięk wytwarzany jest przez źródło w postaci sinusoidalnych fal dźwiękowych. Mogą być one odbierane jako czyste tony zwane też dźwiękami prostymi. Z kolei dźwięki złożone emitowane są przez źródła drgań niesinusoidalnych. W praktyce jednak spotykamy się z nakładaniem się dowolnej liczby fal, w wyniku czego otrzymujemy fale niesinusoidalne. Dźwięki mają w większości przypadków cechy użyteczne, jednak w pewnych okolicznościach mogą występować dźwięki niepożądane zwane powszechnie hałasem [14]. Specyfika hałasu lotniczego polega na tym, że bardzo wysokie poziomy ciśnienia dźwięku oddziałują w krótkim czasie. Nie mają jednak one charakteru impulsowego.

Hałas z punktu widzenia fizycznego jest procesem falowym polegającym na przenoszeniu się dźwięków niepożądanych w wyniku drgania cząsteczek powietrza. Mamy tu do czynienia z hałasem powietrznym. Hałas materiałowy (strukturalny) powstaje w wyniku drgań sprężystych ośrodka stanowiącego ciało twarde (stałe). Z punktu widzenia fizjologicznego (higienicznego) hałas stanowi nieprzyjemny czynnik środowiska człowieka, wpływający negatywnie na jego zdrowie i zakłócający możliwość pracy i wypoczynku.

### 2. Wpływ hałasu na organizm człowieka

Mechanizm oddziaływania hałasu na człowieka ma dużo szersze podłoże niż się to powszechnie sądzi. Oczywiście głównym elementem oddziaływania hałasu jest narząd słuchu. Kolejnym niezwykle istotnym jest układ nerwowy, a poprzez ten układ inne ważne organy. Stąd też bierze się wpływ na ogólną sprawność psychomotoryczną, stan psychiczny, ogólny stan zdrowia i stan somatyczny. Wyniki oddziaływania hałasu przynoszą więc bezpośrednie negatywne skutki zdrowotne w postaci konkretnych schorzeń wpływające w sposób bezpośredni na możliwości człowieka. Jednocześnie długotrwałe oddziaływanie hałasu na narząd słuchu powoduje zmiany fizjologiczne i patologiczne [10].

Drugim często niedostrzeganym wpływem hałasu na człowieka są złożone skutki funkcjonalne objawiające się zaburzeniami w następujących sferach ludzkiego odczuwania: poczuciu niezależności i bezpieczeństwa, komfortu, porozumiewaniu się i orientacji w środowisku. W efekcie oddziaływania na te sfery emocjonalne następuje obniżenie jakości i wydajności wykonywanej pracy. To z kolei autonomicznie lub w połączeniu ze skutkami zdrowotnymi powoduje negatywne skutki społeczne i ekonomiczne [9], [14].

Skutki oddziaływania hałasu na człowieka są bardzo szerokie i zależne od takich czynników, jak: czas emisji, jej charakter, częstotliwość dźwięku i jego natężenie oraz indywidualnej odporności człowieka. Główne skutki możliwe do wystąpienia przy określonych przedziałach poziomu hałasu ilustruje tabela 1.

Niezwykle istotnym z punktu bezpieczeństwa lotniczego wydaje się w tym miejscu wpływ hałasu na załogi lotnicze, tym bardziej, że jest on tylko jednym z czynników destrukcyjnych, jakie w tym środowisku działają na człowieka (przeciążenia, temperatura, drgania itd.). Obserwuje się tu występowanie takich zjawisk, jak utrudnienia w wykonywaniu precyzyjnych i koncepcyjnych prac, wydłużenie czasu reakcji prostych i złożonych, w tym procesów decyzyjnych. Ponadto utrudnienia w obserwacji, percepcji oraz analizie informacji.



Rys. 1. Schemat obszarów negatywnego oddziaływania hałasu na człowieka

**Tabela 1.** Skutki oddziaływania hałasu na człowieka przy różnych jego poziomach

Poziom dźwięku [dB]	Opis wpływu na zdrowie człowieka
0-35	Brak oznak szkodliwości.
35-70	Zmęczenie układu nerwowego, obniżenie czułości wzroku,
	utrudnienia w zrozumieniu mowy.
70-85	Spadek wydajności pracy, osłabienie słuchu, bóle głowy, za-
	burzenia nerwowe.
85-130	Zaburzenia układu krążenia, układu pokarmowego, inne zło-
	żone zagrożenia dla organizmu.
Powyżej 130	Zaburzenia równowagi, mdłości, zaburzenia psychiczne, za-
	burzenia układu krwionośnego, ryzyko schorzeń wywołanych
	wzbudzeniem drgań własnych niektórych organów.

Powoduje to wprost utrudnienia w czynnościach sterowania i sygnalizacji. Takie zjawiska mogą mieć bezpośrednie przełożenie na najsłabsze ogniwo bezpieczeństwa lotniczego, a mianowicie czynnik ludzki [6], [10].

## 3. Główne źródła hałasu śmigłowca

Śmigłowce, podobnie jak inne statki powietrzne oraz wszelkie urządzenia techniczne, stanowią źródła drgań o zróżnicowanej amplitudzie i częstotliwości, w tym drgań akustycznych. Jednocześnie wśród innych rodzajów statków

powietrznych śmigłowce wiodą prym, zarówno w ilości źródeł hałasu jaki i szerokości pasm drgań. Częstotliwość tych drgań mieści się także w zakresie pasma słyszalnego dla człowieka. Podstawowymi źródłami dźwięków są części znajdujące się w ruchu obrotowym oraz posuwisto-zwrotnym. Należą do nich przede wszystkim [10], [14], [15]:

- wirniki nośne,
- śmigła ogonowe lub ekwiwalentne układy mające za zadanie zrównoważenie momentu reakcyjnego wirnika nośnego,
- zespoły napędowe różnego typu,
- przekładnie zębate,
- układy transmisji,
- wszelkie inne mechanizmy niezależnie od wielkości i swojego przeznaczenia w tym pompy, sprężarki, skrzynki napędów, urządzenia elektroenergetyczne itp.

Z punktu widzenia akustyki lotniczej śmigłowiec jest najbardziej skomplikowanym źródłem hałasu wśród innych statków powietrznych. Zawiera bowiem dużą ilość składowych wymienionych powyżej źródeł, przez co praktycznie uniemożliwia określenie właściwych proporcji emisji hałasu przez te źródła.

Wirnik nośny stanowi główne źródło hałasu śmigłowca. Podstawowymi czynnikami wytwarzającymi tu niepożądane dźwięki są [15]:

- hałas krawędzi spływu wytwarzany przez współdziałanie turbulentnego lepkiego śladu profilu powstającego ze spływającej warstwy przyściennej ze sztywną krawędzią spływu,
- hałas niestabilności warstwy przyściennej,
- interakcja łopat i wirów przez nie wytwarzanych,
- zjawiska fizyczne związane z osiąganiem przez końcówki łopat prędkości okołodźwiękowej,
- hałas oderwania warstwy przyściennej,
- "łopotanie", występujące podczas dynamicznych zmian w opływie profilu łopat wirnika.

Wymienione mechanizmy nie wyczerpują złożonej problematyki hałasu wirnika nośnego [14]. Dotyczy to w szczególności zjawisk hałasowych będących wynikiem interakcji w obrębie samego wirnika nośnego oraz sprzężeń z innymi elementami śmigłowca: kadłubem, śmigłem ogonowym, wlotami i wylotami silników. Drugim urządzeniem stanowiącym źródło sygnałów akustycznych jest śmigło ogonowe. Mechanizm wytwarzania niepożądanych dźwięków jest tu zbliżony do wytwarzanego przez łopaty wirnika nośnego. Również różnego rodzaju modyfikacje śmigła ogonowego poprzez jego otunelowanie (*feneston*) bądź ukrycie w strukturze kadłuba (*notar*) poza innymi pozytywnymi walorami w istotny sposób przyczyniają się do obniżenia emitowanego hałasu.

Zespoły napędowe w zależności od typu również stanowią źródła dźwięków. W silnikach tłokowych pochodzą one przede wszystkim z włotów powietrza, drgającej obudowy silnika i wylotu spalin, ale również z mechanicznej pracy poszczególnych podzespołów, takich jak: korbowód, łożyska, rozrząd. Poziom natężenia dźwięku jest tu proporcjonalny do wyjściowej mocy silnika. Obniżenie emisji hałasu w silnikach tłokowych najłatwiejsze jest w odniesieniu do wylotów spalin poprzez zastosowanie tłumików. Jednak należy pamiętać, iż zawsze dzieje się to kosztem mocy wyjściowej silnika. W silnikach turbośmigłowych źródłem hałasu są włoty silników, wysokoobrotowe sprężarki i turbiny oraz wylot gazów. Ponadto wszelkie mechanizmy zębate (przekładnie) wewnętrzne i zewnętrzne silnika oraz ułożyskowanie występujące zarówno integralnie z silnikami, jak i autonomicznie. W zależności od sposobu zazębienia wytwarzają hałas o różnym stopniu natężenia.

Istotnym, choć w dalszym ciągu niedocenianym pod względem uciążliwości, źródłem hałasu są wszelkiego rodzaju drobne agregaty mechaniczne sprzężone mechanicznie z układem napędowym śmigłowca lub napędzane za pomocą silników elektrycznych. Kolejne stanowią urządzenia elektroenergetyczne, takie jak prądnice, przetwornice itp. Generalnie wszystkie te urządzenia generują indywidualnie hałas o niskim poziomie głośności lecz zsumowanie dźwięku ich pracy daje istotny efekt zależny od szeregu niezależnych czynników, takich jak np.: częstotliwość dźwięku, jego natężenia, lokalizacji źródła hałasu. Istotnym czynnikiem jest tu fakt, iż agregaty te zlokalizowane są we wnętrzu kadłuba, co utrudnia jej rozproszenie i dodatkowo skutkuje znacznym oddziaływaniem na załogę i pasażerów.

Niezwykle ważnym aspektem dotyczącym emisji hałasu jest fakt, iż w trakcie eksploatacji może on wzrastać na skutek naturalnych procesów zużycia. Dotyczy to w szczególności:

- wzrostu luzów w elementach współpracujących,
- wyrabiania się i starzenia uszczelnień i izolacji,
- zużycia łożysk i kół zębatych.

Zjawisko to, poza negatywnym skutkiem w postaci emisji hałasu, może stanowić ważne źródło informacji o przedwczesnym zużyciu się podzespołów

[6], [12], [13]. Dlatego może być wykorzystywane jako ciekawa metoda diagnostyczna dla układów mechanicznych.

# 4. Wpływ cech konstrukcyjnych śmigłowca na hałas emitowany przez śmigłowiec

Wszystkie wymienione wcześniej źródła emisji hałasu oddziałują również na wnętrze śmigłowca i znajdujących się tam ludzi. Sposób oddziaływania zależny jest od takich czynników jak: układ aerodynamiczny śmigłowca, głośności tych źródeł i ich lokalizacji. Jednak zmniejszenie hałasu nie stanowi czynnika dominującego przy projektowaniu statku powietrznego. Na przeszkodzie stoją tu często względy konstrukcyjne, wytrzymałościowe, technologiczne czy użytkowe, a przyjęte rozwiązania stanowią pewien wybór optymalny, częstokroć przeciwstawnych sobie czynników, gdzie minimalizacja hałasu ma znaczenie marginalne.

Dlatego też śmigłowiec jako gotowy produkt posiada określoną charakterystykę hałasową zależną od warunków realizacji zadania oraz parametrów otoczenia zewnętrznego. Przedstawiona jest ona na rys. 2 [7], [14]. Generalnie rozkład kierunkowego widma hałasu ma charakter kulisty. Jednak z tej charakterystyki da się wyodrębnić obszary hałasu pochodzące od wirnika nośnego. Wyraźnie widoczny jest też wpływ hałasu śmigła ogonowego i wylotu spalin z silników. Podczas wyższego zawisu jest on mniejszy, ale w dalszym ciągu wyraźnie dostrzegalny.

Zmianę cech konstrukcyjnych śmigłowca można prześledzić na przykładzie porównania analizy widma dźwiękowego hałasu zarejestrowanego przy uchu pilota podczas startu, lotu poziomego i zawisu dla śmigłowców Mi-2 i jego modyfikacji PZL-Kania. Badania te wykonywane były w Instytucie Lotnictwa w 1983 roku [4]. Śmigłowiec Kania różni się od swojego poprzednika odmiennymi silnikami i przekładnią, przy pozostawieniu niezmiennych innych źródeł hałasu. Przebiegi widm ilustrują rysunki nr 3, 4 i 5. Jak wynika z analizy przedstawionych wykresów, zmiana zespołu napędowego (silników i przekładnia) spowodował obniżenie emisji hałasu na każdym z charakterystycznych zakresów pracy śmigłowca, tj. w zawisie, locie poziomym i starcie. Potwierdza to tezę, iż zmiana wybranych cech konstrukcyjnych śmigłowca spowodowała zmianę poziomu hałasu (obniżenie).

Podobne zabiegi zmian poszczególnych elementów śmigłowca odpowiedzialnych za emisję hałasu mogą w sposób skuteczny obniżyć hałas całego



Rys. 2. Wykres kierunkowego rozkładu hałasu wokół śmigłowca Mi-4 (linia przerywana) i Mi-8 (linia ciągła); 1 – zawis na wys. 60 m, 2 – zawis na wys. 200 m [7], [14]



Rys. 3. Porównanie widma dźwiękowego zarejestrowanego przy uchu pilota dla śmigłowców Mi-2 i PLZ-Kania podczas startu [4]

statku powietrznego [15]. Najlepiej, jeśli te modyfikacje realizowane są na etapie projektowania, albowiem zmiana tak kluczowych elementów jak np. łopaty w trakcie eksploatacji śmigłowca nastręcza wiele problemów związanych chociażby z certyfikacją wyrobu.



Rys. 4. Porównanie widma dźwiękowego zarejestrowanego przy uchu pilota dla śmigłowców Mi-2 i PLZ-Kania podczas lotu poziomego [4]



Rys. 5. Porównanie widma dźwiękowego zarejestrowanego przy uchu pilota dla śmigłowców Mi-2 i PLZ-Kania podczas zawisu [4]

### 5. Wymagania ogólne dotyczące hałasu zewnętrznego śmigłowca

Jednym z elementów certyfikacji statków powietrznych, w tym śmigłowców, jest przeprowadzenie prób hałasowych według procedur i metod pomiaru określonych w obowiązujących w tym zakresie przepisach wymienionych w literaturze [32], [33], [35]. Podstawowymi założeniami realizacji prób jest wykonywanie startów z maksymalną masą startową w kierunku na urządzenie pomiarowe przy utrzymywaniu maksymalnej mocy zespołu napędowego do wysokości 15 metrów nad pasem startowym. W obliczeniach uwzględnia się poprawki wynikające z następujących przesłanek:

- różnice w pochłanianiu atmosferycznym pomiędzy warunkami atmosferycznymi podczas próby a warunkami wzorcowymi,
- różnice w długości drogi pomiędzy rzeczywistym torem lotu samolotu a torem wzorcowym,
- zmianę śrubowej liczby Macha w rzeczywistych warunkach próby w stosunku do warunków wzorcowych,
- zmianę mocy zespołu napędowego w warunkach rzeczywistych próby w stosunku do warunków wzorcowych.

Dopiero spełnienie określonych w normach wymagań stanowi podstawę do wystawienia świadectwa hałasu. Potwierdza ono spełnienie przedmiotowych wymagań. Jednocześnie stanowi podstawę do zarejestrowania statku powietrznego. Oczywiście, trzeba wziąć pod uwagę, że próby realizowane były w określonych "wyidealizowanych" warunkach. Nie oznacza to wcale, że w warunkach rzeczywistych śmigłowiec nie będzie emitował większego hałasu, aniżeli określony w próbach, co wynika ze skrajnych warunków pracy i oddziaływania środowiska.

## 6. Wpływ programu eksploatacji na oddziaływanie hałasowe śmigłowca w jego otoczeniu

Przed rozpoczęciem użytkowania lądowiska (lotniska), z którego będą wykonywane loty, należy zbadać wpływ hałasu lotniczego na jego rzeczywiste otoczenie. Z negatywnym oddziaływaniem hałasu na otoczenie nierozerwalnie wiążą się bowiem metody skutecznego systemu monitorowania. Lokalizacja punktów pomiarowych powinna uwzględniać trasy dolotowe i odlotowe, rozwidlenia tras lotniczych oraz drogi kołowania i płaszczyzny prób statków powietrznych. Jak wynika z prowadzonych analiz [20], w rozważaniach tych należy uwzględnić takie robocze charakterystyki statków powietrznych, jak:

- wysokość lotu,
- profilu lotu,
- prędkość lotu,
- moc zespołów napędowych.

Wartościami podlegającymi monitorowaniu są tu:

- czas i długotrwałość emisji,
- ekspozycyjny poziom dźwięku,
- maksymalny poziom dźwięku,
- równoważny poziom dźwięku.



Rys. 6. Odwzorowanie graficzne długookresowych lotniczych średnich poziomów dźwięku A dla pory dziennej [20]

Uzyskanie tych danych wymaga stosowania klasycznych mierników poziomu dźwięków, magnetofonów pomiarowych, jak również urządzeń śledzących tory lotu. Umożliwia to pełną identyfikację źródeł dźwięków zarówno pod względem typu statku powietrznego, jak również profilu jego lotu w całym zakresie czasu pomiarowego (przez całą dobę i cały rok). Wszystkie te dane stanowią podstawę do sporządzenia mapy hałasowej uciążliwości lotniska, a co za tym idzie – oceny zasięgu stref hałasu. Przykład takiej mapy dla lotnictwa Warszawa-Okęcie i Warszawa-Babice przedstawiono na rys. 6. Wyraźnie widoczne są tu obszary dróg startowych, drogi przylotu i odlotu statków powietrznych oraz krąg nadlotniskowy (Warszawa-Babice). Jak widać, obszary o podwyższonym poziomie hałasu rozciągają się poza rejony wydzielone lotnisk. Mapy akustyczne obu tych lotnisk w istotny sposób różnią się miedzy sobą poziomem hałasu ze względu na odmienność użytkowanych na nich statków powietrznych (Okęcie – duże samoloty komunikacyjne, Babice – małe samoloty i śmigłowce). Lotniskiem, które w sposób szczególny ilustruje monitoring hałasowy statków powietrznych w większości śmigłowców jest lotnisko Warszawa-Babice. Prowadzony od 2007 roku ciągły monitoring hałasu spowodował istotne zmiany w sposobie prowadzenia procedur lotniczych. Ich celem jest maksymalne ograniczenie uciążliwości hałasu poprzez ścisłe przestrzeganie tras dolotu i odlotu od lotniska oraz kręgu nadlotniskowego. Zmiany wynikłe z przeprowadzonych badań skutkowały przeprowadzeniem tych tras nad rejonami o najmniejszym zagęszczeniu zaludnienia. Ponadto ograniczono wykonywanie lotów w porze nocnej. Wydano specjalną procedurę lotu, do przestrzegania której zobowiązani byli wszyscy użytkownicy statków powietrznych. Wyniki monitorowania hałasu lotniska Warszawa-Babice poza podstawowym swoim celem umożliwiają chociażby pobieżne porównanie charakterystyk emitowanego hałasu dla poszczególnych typów statków powietrznych.



Rys. 7. Rozkład krzywych równego poziomu odczuwalnego hałasu w zależności od profilu startu i lądownia śmigłowca [14]

Wykonywanie pomiarów hałasu stanowi podstawę do opracowania najwłaściwszych procedur startu i lądowania oraz dolotu do lądowiska z zachowaniem właściwych norm. Na rys. 7 przedstawiono przykładowy rozkład krzywych równego poziomu odczuwania hałasu w zależności od torów wznoszenia [14]. Na tej podstawie można określić zasięg stref mieszczących się w dopuszczalnym zakresie hałasu, a tym samym właściwe dobierać profile lotu. Aktualnie praktycznie każde lądowisko w terenie zurbanizowanym podlega takim badaniom. Pozwala to jeszcze w fazie certyfikacji lądowiska (lotniska) poznać jego rzeczywistą charakterystykę hałasową przy założonym parku statków powietrznych. Tym samym w trakcie jego eksploatacji zminimalizować wpływ lądowiska na otoczenie i uniknąć problemów związanych z ewentualnym przekroczeniem dopuszczalnych norm. Wykonywanie startów i lądowań według podobnej procedury daje porównywalne dla siebie wyniki.

## 7. Inne metody obniżania oddziaływania hałasu zewnętrznego w obszarze lądowisk

Poza wymienionymi powyżej metodami obniżenia emisji hałasu wynikającymi z modyfikacji programu użytkowania, trudno nie wymienić innych dostępnych metod, takich jak [6], [9], [10], [14]:

- właściwe zagospodarowanie przestrzenią roboczej części lądowiska,
- ekrany izolacyjne i naturalne zasłony, takie jak wzniesienia terenu, wały czy obszary zalesione,
- ograniczenia czasowe w oddziaływaniu na otoczenie,
- stosowanie ochronników słuchu.

# 7.1. Oddziaływanie hałasu na ludzi znajdujących się we wnętrzu śmigłowca

W przeciwieństwie do hałasu zewnętrznego hałas we wnętrzu śmigłowca jest w mniejszym stopniu uregulowany przepisami. Poziomy dopuszczalnego hałasu we wnętrzach kabin załogi oraz pasażerskich określane są wewnętrznie przez producentów śmigłowców i jego dużych użytkowników (firmy lotnicze). Jednocześnie wykonywane są badania hałasu wewnętrznego w celu spełnienia określonych norm wymienionych w literaturze [22], [23], 25-28], [30].

Najogólniej biorąc, przyjęte jest, że poziom dźwięku hałasu we wnętrzu statku powietrznego nie powinien przekroczyć 80 dB (A), zaś poziom ciśnienia akustycznego 90 dB. Na uwagę zasługuje jednocześnie fakt, że wymagania dotyczące hałasu wewnętrznego nie stanowią wymogu do rejestracji statku powietrznego, tak jak dzieje się to w odniesieniu do hałasu zewnętrznego.

Istnieje szereg metod zmniejszania oddziaływania hałasu śmigłowca na ludzi znajdujących się w jego wnętrzu możliwych do zastosowania podczas normalnej jego eksploatacji. To przede wszystkim zastosowanie różnego rodzaju izolacji dźwiękochłonnych. Pozwalają one oddzielić przedziały pasażerskie (załogi) od przedziałów zawierających źródła hałasu. Tym samym zmniejsza się poziom hałasu oddziaływujący na ludzi. Modyfikacja taka nie zawsze jest jednak możliwa, szczególnie na małych śmigłowcach o bardzo ograniczonych wymiarach. Ponadto w większości przypadków, ze względu na istotną ingerencję w strukturę płatowca, może się to wiązać z koniecznością kosztochłonnej certyfikacji przez państwowy nadzór lotniczy.

Kolejną skuteczną i mniej inwazyjną metodą jest stosowanie ochronników słuchu. Do najbardziej rozpowszechnionych należą ochronniki firmy Peltor [38]. Pasywne i aktywne ochronniki słuchu zapewniają skuteczne tłumienie, jak deklaruje producent w zależności od częstotliwości od 15 do 35 dB. Jednocześnie umożliwiają komunikacje na poziomie normalnej siły głosu. Ponadto w zależności od wersji mają podłączenia do urządzeń zewnętrznych, takich jak radiotelefon, telefon komórkowy, pokładowa sieć korespondencyjna. Wobec powyższego w pewnych odmianach mogą pełnić funkcje również słuchawek lotniczych.



Rys. 8. Ochronniki słuchu; po lewej aktywny, z prawej pasywny [38]



Rys. 9. Kaski lotnicze: po lewej wersja podstawowa, po prawej kask dostosowany do gogli noktowizyjnych i maski tlenowej [37]

Innym indywidualnym środkiem ochrony przed hałasem są kaski lotnicze produkowane np. przez firmę FAS z Bielska-Białej [37]. Wytwarzane w różnych odmianach umożliwia realne tłumienie w zależności od częstotliwości w zakresie od 15 do nawet 50 dB. Podobnie jak ochronniki słuchu, kaski spełniają wymagania określone we właściwych normach [22]-[29]. Ponadto opcyjnie umożliwiają współpracę z różnego rodzaju urządzeniami radiowymi oraz goglami noktowizyjnymi, zapewniając dodatkowo ochronę użytkownika przed ewentualnymi urazami głowy.

## 8. Wnioski

- 1. Mając na uwadze szerokie spektrum skutków wynikających z oddziaływania hałasu na człowieka, zasadna jest jego właściwa identyfikacja oraz opracowywanie skutecznych metod badania, monitorowania oraz minimalizacji.
- 2. Monitorowanie hałasu lotniczego wynika z konieczności spełnienia obowiązujących w tym zakresie przepisów. Skuteczne metody pomiaru hałasu i jego monitoringu w warunkach rzeczywistych pozwalają na weryfikację programu użytkowania obniżającą jego oddziaływanie na otoczenie. Umożliwiają również na wykorzystanie innych metod zmniejszania emisji hałasu.
- 3. Istnieją skuteczne metody obniżania emisji hałasu wewnętrznego i zewnętrznego już na etapie projektowania śmigłowca.
- 4. Obniżenie emisji hałasu wewnętrznego danego typu śmigłowca po jego wprowadzeniu do eksploatacji jest ograniczone, jednak możliwe jest zmniejszenie wpływu hałasu wewnętrznego poprzez drobne modyfikacje oraz wykorzystanie indywidualnych środków ochrony przeciwhałasowej.
- 5. Badanie poziomu emisji drgań i hałasu w trakcie eksploatacji mogą stanowić skuteczną metodę diagnostyczną jego istotnych podzespołów.

## Bibliografia

1. BORGOŃ J., FRĄTCZAK D., 1999, Drgania generowane przez śmigłowiec w aspekcie oddziaływania na organizm ludzki, *Materiały międzynarodowego se*minarium naukowo-technicznego "Oddziaływanie drgań technicznych środków transportu na organizm ludzki", Politechnika Warszawska, Warszawa

- 2. CHYLA A., 1985, Statystyczna analiza wpływu parametrów eksploatacyjnych na efekty aeroakustyczne, *Prace Instytutu Lotnictwa*, **102**, Warszawa
- CHYLA A., KAMIŃSKI W., Analiza wpływu końcówki łopaty śmigła i łopaty wirnika z punktu widzenia możliwości obniżenia hałasu, Sprawozdanie nr GE-081, Instytut Lotnictwa
- CHYLA A., Zastosowanie metod identyfikacji poszczególnych źródeł i określenie ich udziału w ogólnym widmie hałasu, Sprawozdanie nr GE-092, Instytut Lotnictwa
- 5. DZIUBA K., CZERWIŃSKI Z., CHYLA A., 1988, Statystyczny model hałasu śmigłowca, *Prace Instytutu Lotnictwa*, **112-113**, Warszawa
- 6. ENGEL Z., 2001, Ochrona środowiska przed drganiami i hałasem, Wydawnictwo Naukowe PWN, Warszawa
- JANUSIAK K., 1991, Wpływ zakresów pracy silników lotniczych na intensywność emitowanego hałasu w otoczeniu samolotów i śmigłowców, Rozprawa doktorska, WAT, Warszawa
- 8. KIJEWSKI T., 2002, Samolot a środowisko hałas i emisja spalin, Politechnika Rzeszowska, Rzeszów
- KIL J., PODCIBORSKI T., 2008, Wpływ hałasu lotniczego na sposób zagospodarowania przestrzeni. Dźwięk w krajobrazie jako przedmiot badań interdyscyplinarnych, *Prace komisji krajobrazu kulturowego*, XI, Instytut Nauk o Ziemi UMCS, Komisja Krajobrazu Kulturowego PTG, Lublin
- 10. KONIECZKA R., 2000, Hałas jako kryterium oceny użytkowej statku powietrznego i systemu jego eksploatacji, *IV konferencja metody i technika badań statków powietrznych w locie*, Mrągowo
- 11. KONIECZKA R., 2000, Kryteria oceny śmigłowców lotnictwa ogólnego, *Prace Instytutu Lotnictwa*, **162-163**, Warszawa
- ŁAZARZ B., PERUŃ G., Wpływ łożyskowania wałów na wibroaktywność przekładni zębatej, Zeszyty Naukowe Politechniki Śląskiej, seria Transport (w druku)
- LAZARZ B., WILK A., MADEJ H., FIGLUS T., 2009, Ocena wibroaktywności wybranych rozwiązań konstrukcyjnych korpusów przekładni zębatych, VII Krajowa Konferencja Diagnostyka Techniczna Urządzeń i Systemów, Ustroń
- 14. RAJPERT T., 1980, Halas lotniczy i sposoby jego zwalczania, WKiŁ, Warszawa
- 15. STĘPNIEWSKI W.Z., 1997, *Ciche wiropłaty*, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa
- 16. SZUMAN B., 2009, Hałas lotniczy, Lotnictwo, 10
- 17. ZAJAS S., OZGA D., 2011, *Lotnictwo, a środowisko naturalne*, Wydawnictwo Akademii Obrony Narodowej, Warszawa

- 18. Ochrona środowiska. Tom I. Hałas statków powietrznych, Załącznik nr 16 do konwencji o międzynarodowym lotnictwie cywilnym, lipiec 2008 r.
- 19. Wspólne przepisy lotnicze. JAR-36. Halas lotniczy, JAAA, listopad 2009
- Sprawozdania z pomiarów halasu lotniczego lotniska Warszawa-Babice, SVAN-TEK 2012, http://www.wios.warszawa.pl/ftp/dokumenty/monitoring\_halasu/ BABICE/Babice\_Maj\_2012.pdf
- 21. Norma PN-87/B-02151/02
- 22. Norma BN-76/3801-03. Samoloty i śmigłowce. Hałas w kabinie pilotów. Metody wyznaczania parametrów akustycznych
- 23. Norma BN-76/3801-04. Samoloty i śmigłowce. Metody pomiaru drgań w kabinie pilota
- 24. Norma PN-89/L-01301. Śmigłowce Hałas zewnętrzny Wartości dopuszczalne i metody pomiaru
- 25. Norma PN-91/L-01305. Akustyka Pomiar hałasu wewnątrz statków powietrznych
- 26. Norma PN-91/L-01306. Statki powietrzne Hałas w kabinach Dopuszczalne poziomy oraz metody badania warunków akustycznych
- 27. Norma PN-ISO 5129. Akustyka Pomiary poziomów ciśnienia akustycznego wewnątrz statku powietrznego podczas lotu
- 28. Norma PN-ISO 5129:2006. Akustyka Pomiary poziomów ciśnienia akustycznego wewnątrz statku powietrznego podczas lotu
- 29. Norma PN-L-01301:1989. Śmigłowce Hałas zewnętrzny Wartości dopuszczalne i metody pomiaru
- 30. PN-L-01306:1991. Statki powietrzne Hałas w kabinach Dopuszczalne poziomy oraz metody badania warunków akustycznych
- Ustawa z dnia 27 kwietnia 2001 r. Prawo ochrony środowiska (tekst jednolity -Dz.U. 2008 r. Nr 25, póz. 150 z późn. zm.)
- 32. Rozporządzenie Ministra Środowiska z dnia 17 stycznia 2003 r. w sprawie rodzajów wyników pomiarów prowadzonych w związku z eksploatacją dróg, linii kolejowych, linii tramwajowych, lotnisk oraz portów, które powinny być przekazywane właściwym organom ochrony środowiska, oraz terminów i sposobów ich prezentacji (Dz.U. Nr 18, póz. 164)
- 33. Rozporządzenie Ministra Środowiska z dnia 16 czerwca 2011 r. w sprawie wymagań w zakresie prowadzenia pomiarów poziomów w środowisku substancji lub energii przez zarządzającego drogą linią kolejową linią tramwajową lotniskiem lub portem. (Dz.U. Nr 140, póz. 824)
- 34. Rozporządzeniu Ministra Środowiska z dnia 14 czerwca 2007 r. w sprawie dopuszczalnych poziomów hałasu w środowisku ( Dz.U, Nr 120, póz. 826)

- Rozporządzenie Ministra Środowiska z 25 kwietnia 2008 r. w sprawie szczegółowych wymagań dotyczących rejestru zawierającego informacje o stanie akustycznym środowiska (Dz.U. Nr 82, poz. 500)
- Rozporządzenie Ministra Infrastruktury z dnia 20 lipca 2004 r. w sprawie wymagań dla lądowisk (Dz.U. z dnia 2 sierpnia 2004 r.)
- 37. Materiały informacyjne firmy FAS
- 38. Materiały informacyjne firmy Peltor

# The effect of structural features of helicopter and the conditions of their operation on the noise emitted inside the aircraft and its surroundings

#### Abstract

This document provides a comprehensive recognition of issues relevant to a particular type of airplane noise, namely the noise emitted by helicopters. Dynamic development of "small aviation" and the prevalent use of helicopters have caused their operation to become more onerous for the environment. At the same time, more attention has been given to the comfort of crews and passengers. This noise has become a vital element in the evaluation of a helicopter and its performance. At the beginning of the report, the source of noise resulting from the construction of the helicopter is identified. The range of noise depending on its source is determined. At the same time, the impact of noise on a person inside the aircraft is explained. Furthermore, the noise emission in the external environment of the aircraft is discussed in context of the implementation of its program of usage. Stated in the document is the significant impact of the manner of implementation of individual missions, the method of performing basic maneuvers and their location in a defined area on noise emissions. Therefore, it is possible to reduce the impact of the helicopter on the environment by modifying its program of usage.

The document also mentions available and applicable methods of noise measurement and monitoring. The legal and regulatory provisions governing the issue are indicated as well. Discussed along with this is the effectiveness of legal standards and regulations to reduce the impact of noise nuisance. Indicated in relation to this is the main method of reducing noise emissions on the person inside the helicopter and on the surroundings. An overview of the effectiveness of these methods and their evaluation is conducted. The authors outline the prospects of development of anti-noise measures, including technical and administrative regulations.
# BADANIA NIENISZCZĄCE LOTNICZYCH STRUKTUR KOMPOZYTOWYCH

#### MIROSŁAW RODZEWICZ

Politechnika Warszawska, Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa e-mail: miro@meil.pw.edu.pl

#### KRZYSZTOF DRAGAN

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Pracownia Badań Nieniszczących ZNiBTL e-mail: krzysztof.dragan@itwl.pl

#### PIOTR LESZCZYŃSKI

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki i Lotnictwa e-mail: piotr.leszczynski@wat.edu.pl

W pracy opisano wybrane wyniki badań nieniszczących fragmentów konstrukcji kompozytowych dźwigarów lotniczych. Badania przeprowadzono metodami termografii impulsowej oraz ultradźwiękową, przy użyciu specjalistycznej aparatury pomiarowej. Określono wpływ uderzenia o dużej energii na strukturę materiału kompozytowego, w szczególności zaś na powstawanie rozwarstwień.

### 1. Wstęp

Celem badań było określenie wpływu, jaki powoduje uderzenie o dużej energii (ang. Impact Damage Ballistic Velocity – IDBV) na strukturę materiału kompozytowego [9], a w szczególności na powstanie uszkodzeń o charakterze rozwarstwień. Analizowane próbki, stanowiące fragmenty dźwigarów skrzydeł kompozytowych (rys. 1)<sup>1</sup>, zostały przebadane za pomocą metod nieniszczących w celu określenia możliwości powstania uszkodzeń na skutek uderzenia w próbkę obiektu o dużej energii. Wykonanie uszkodzeń IDBV zostało poprzedzone zarejestrowaniem stanu początkowego próbek, a następnie wykonano

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup>Przyjęte na rys. 1 nazwy analizowanych próbek oznaczają odpowiednio: próbka nr 1 – fragment dźwigara właściwego motoszybowca AOS-71, próbka nr 2 – fragment bagnetu dźwigara motoszybowca AOS-71, próbka nr 3 – fragment bagnetu dźwigara szybowca PW-5.

ponownie badania po przestrzeleniu próbek, zachowując parametry nastawy aparatury badawczo-kontrolnej.





Rys. 1. Badane próbki – elementy dźwigara skrzydła (stan przed badaniami) (fot. T. Łącki): a) próbka nr 1, b) próbka nr 2, c) próbka nr 3

Badania zostały wykonane z wykorzystaniem następujących metod badań nieniszczących:

- metody termografii impulsowej,
- metody ultradźwiękowej.

Poniżej zaprezentowano schematyczną strukturę badanych próbek kompozytu węglowo-epoksydowego. Zamieszczone informacje dotyczą przede wszystkim liczby warstw tkaniny oraz orientacji włókien. Przykładowe schematy i ich omówienie pokazano dla próbki nr 1 (rys. 2) oraz dla próbki nr 2 (rys. 3).



Rys. 2. Schemat badanej próbki nr 1; w opisach podano liczbę warstw użytej tkaniny węglowej oraz jej ukierunkowanie względem osi podłużnej dźwigara



Rys. 3. Schemat badanej próbki nr 2; opisy zawierają liczbę warstw użytej tkaniny węglowej oraz jej ukierunkowanie względem osi podłużnej dźwigara

Rozpatrywany rejon dźwigara właściwego motoszybowca AOS-71 (próbka nr 1) stanowi ścianka wykonana z 12 warstw tkaniny węglowej SGL KDK 8042, o gramaturze  $204 \text{ g/m}^2$ , ułożonych pod katem  $45^{\circ}$  względem osi podłuż-

nej dźwigara. Dodatkowo zastosowane zostało usztywnienie w postaci słupka z pianki Divinycell H80, zabezpieczonego pojedynczą warstwą tej samej tkaniny węglowej SGL KDK 8042, ale ułożonej równolegle (prostopadle) do osi podłużnej dźwigara.

W rozpatrywanym rejonie bagnetu dźwigara motoszybowca AOS-71 (próbka nr 2) wszystkie warstwy tkaniny zostały ułożone zgodnie z kierunkiem włókien pod kątem  $45^{\circ}$  względem osi podłużnej dźwigara. Na wszystkie warstwy, oprócz warstw licowych, zastosowano tkaninę węglową SGL KDK 8042 o gramaturze  $204 \text{ g/m}^2$ . Natomiast warstwy licowe wykonano z tkaniny szklanej Interglas 92110 o gramaturze  $163 \text{ g/m}^2$ . Jeżeli zaś chodzi o rdzeń bagnetu, to został on wykonany poprzez sklejenie ze sobą 3 warstw pianek Divinycell H80 o grubościach odpowiednio: 10+4+10 mm. Pasy dźwigara w analizowanym rejonie bagnetu skrzydła ułożone zostały warstwami z wiązek rowingu węglowego Torayca T700GC (TEX 800 g/km).

#### 2. Badania wstępne

#### 2.1. Badania metodą termografii impulsowej

Podstawową zasadą działania metody termografii impulsowej jest nagrzanie w krótkim czasie (kilka milisekund) powierzchni badanego obiektu impulsem cieplnym pochodzącym z lamp błyskowych [12], [13]. Kamera termograficzna podłączona do komputera rejestruje zależnie od czasu reakcje wzbudzonej termicznie powierzchni próbki. Przy jednostronnych impulsowych badaniach termograficznych przepływ ciepła nad defektami z powierzchni próbki do jej objętości jest całkowicie lub częściowo blokowany, powodując chwilowy lokalny wzrost temperatury na powierzchni próbki. W stadium schładzania temperatura zmienia się wolniej niż w strefach bez defektów, z powodu mniej intensywnego odprowadzania ciepła w głąb przez defekt. Metoda chwilowego wzbudzenia termicznego jest najbardziej skuteczna w przypadku, gdy wielkość defektów jest większa od odległości ich położenia od powierzchni badanej.

Poniżej (rys. 4) przedstawiono wyniki badań termograficznych próbki kompozytowej, będącej fragmentem dźwigara, w stanie początkowym. Badania przeprowadzono aparaturą do badań termograficznych firmy Thermal Wave Imaging Inc., wykorzystując metodę impulsową [1].

Badania stanu początkowego wykazały występowanie obszaru z sygnałem wskazującym na istnienie porowatości, jak również rozwarstwienie materiału, znajdujące się w obszarze zmiany profilu geometrii. Jednakże nie zostały



Rys. 4. Próbka nr 1. Fragment dźwigara

wykryte uszkodzenia w postaci rozwarstwienia w obszarze pomiędzy pasami dźwigara. W pozostałych próbkach nie zarejestrowano uszkodzeń.

#### 2.2. Badania metodą ultradźwiękową

Badania ultradźwiękowe są to badania, w których do diagnozowania struktury materiału, między innymi na okoliczność występowania rozwarstwień [2]-[4], wykorzystuje się fale akustyczne z zakresu częstotliwości powyżej 16 kHz (w praktyce kilka MHz) oraz zjawiska związane z rozprzestrzenianiem się fali akustycznej w badanym materiale. W badaniach zastosowano technikę echa, która polega na wykorzystaniu zjawiska odbicia fali ultradźwiękowej na granicy dwóch ośrodków o różnej impedancji akustycznej. Odbicie zachodzi zarówno od przeciwległej powierzchni materiału przedmiotu badanego, czyli tzw. "dna", jak również od nieciągłości w materiale [10].

Podstawową zaletą badań ultradźwiękowych w odniesieniu do kompozytów jest wysoka czułość na typowe występujące w nich wady i uszkodzenia (w szczególności rozwarstwienia), połączona z wysoką dokładnością określania ich lokalizacji (i głębokości) oraz rozmiarów wad i uszkodzeń [6]-[8]. Lokalizowanie nieciągłości materiału odbywa się na podstawie czasu przejścia fali oraz zmiany amplitudy. Do badań wykorzystano system Flaw Inspecta [2] z głowicą pomiarową złożoną z 256 przetworników o częstotliwości badania 5 MHz. W badaniach zastosowano filtrację filtrem pasmowym o częstotliwości środkowej 5 MHz. Wy-korzystanie takiej częstotliwości pracy głowic (5 MHz) dla badań kompozytów jest kompromisem wynikającym z chęci uzyskania wysokiej rozdzielczości zobrazowania, a tłumieniem fal akustycznych w kompozytach epoksydowych (węglowych i szklanych). Schemat czujnika zastosowanego w badaniach przedstawiono na rysunku 5. Głowica pomiarowa jest sprzęgnięta poprzez film wodny (ośrodek sprzęgający) z badanym elementem.



Rys. 5. Schemat czujnika pomiarowego (www.diagnostic-sonar.com [3])

Wykorzystanie czujnika wyposażonego w linię opóźniającą wynika ze specyfiki diagnozowania konstrukcji lotniczych. Są to elementy o niewielkich grubościach (w szczególności poszycia kompozytowe), a uszkodzenia mogą być zlokalizowane na różnych głębokościach (w tym blisko powierzchni badanego elementu). W przypadku konstrukcji lotniczych wykorzystanie linii opóźniających pozwala na detekcję uszkodzeń położonych przy górnej krawędzi badanego elementu. Lokalizacja czujnika wzdłuż powierzchni badanej (na powierzchni poszycia) pozwala wykorzystać do wizualizacji tzw. zobrazowanie B-scan (rys. 6b i rys. 6c) umożliwiające zobrazowanie echogeniczności struktury na całej szerokości stosowanego przetwornika.

Wyniki z badań metodą ultradźwiękową, które zarejestrowano przed wykonaniem uszkodzeń, zostały przedstawione w postaci wizualizacji B-scan i C-scan. Wizualizacja B-scan (rys. 6b) umożliwia charakteryzowanie dowolnego przekroju badanego elementu w celu prezentacji echogeniczności struktury badanego elementu oraz wizualizacji wad i uszkodzeń jako obszarów o zmiennej amplitudzie widocznych w postaci obszarów o zmiennym kontraście. Wizualizacja B-scan takiego obszaru pozwala wyznaczyć jego rozmiar poprzecz-



Rys. 6. Próbka nr 1. Fragment dźwigara, kompozyt węglowo-epoksydowy

ny i głębokość położenia oraz charakter echogeniczności (płaska, sferyczna, cylindryczna, inna). Wizualizacja C-scan (rys. 6a) pozwala charakteryzować położenie uszkodzenia w funkcji geometrycznych wymiarów badanej próbki (obszaru wykonanego skanu – tzw. rzut z góry). Położenie obszaru uszkodzenia pozwala na jego zlokalizowanie w obszarze badanej próbki. Ponadto zobrazowanie C-scan umożliwia odtworzenie kształtu uszkodzenia i opis jego wymiarów. W nowoczesnych urządzeniach pomiarowych wprowadzenie oddzielnego zobrazowania czasowego i amplitudowego w zobrazowaniu C-scan pozwala wyznaczyć głębokość położenia uszkodzenia. Na rysunkach 6, 7 i 8 przedstawiono zobrazowanie w wizualizacji C i B w trybie amplitudowym. Zarejestrowane uszkodzenia wraz z rozmiarami poprzecznymi oraz głębokością położenia zostały oznaczone za pomocą odniesień wskaźnikowych. Odczyty rozmiaru uszkodzenia wykonano w oparciu o kryterium akceptacji sygnału (współczynnik sygnał szum, ang. *Signal to Noise Ratio* – SNR) [8], [14]. Zależność tę można przedstawić w postaci

$$SNR = \ln \frac{f(x, y)\_S}{f(x, y)\_B}$$
(2.1)

gdzie:

- $f(x,y)\_B$  – średnia wartość amplitudy [dB] w obszarze nieuszkodzonym.

W praktycznych pomiarach przyjmuje się 6 dB spadek amplitudy sygnału, tzw. tła (obszaru nieuszkodzonego) do sygnału od uszkodzenia (SNR = 2).



Rys. 7. Próbka nr 2. Kompozyt węglowo-epoksydowy z wypełniaczem piankowym: a) zobrazowanie C-scan, b) zobrazowanie B-scan

W badaniach stanu początkowego próbek, zarejestrowano rozwarstwienia występujące w próbce nr 1, które zostały przedstawione na rysunku 6 wraz z zwymiarowanymi wielkościami uszkodzenia. Struktura próbki nr 2 charakteryzuje się niejednorodnością echogeniczności w obszarze laminatu (obszary



Rys. 8. Próbka nr 3. Kompozyt szklano-epoksydowy: a) zobrazowanie C-scan, b) zobrazowanie B-scan

wysokiego tłumienia), co może wskazywać na występowanie obszarów porowatości widzianych jako obszary o dużym kontraście w stosunku do tła w zobrazowaniu C-scan (rys. 7). Nie charakteryzowano ilościowo obszarów porowatości w stosunku do badanej powierzchni próbki z uwagi na poszukiwanie rozwarstwień. W próbce nr 3 nie stwierdzono występowania defektów struktury poza zaznaczonym obszarem, w którym zarejestrowane rozwarstwienia pochodzą z wizualnie widocznego uszkodzenia (dostarczona próbka poddana była próbie zmęczeniowej).

#### 3. Badania po wykonaniu przestrzeleń

Z uwagi na skuteczność wykrywania rozwarstwień w kompozytach jako główną metodę badawczą zastosowano defektoskopię ultradźwiękową.

Wyniki badań przeprowadzonych po wykonaniu uderzeń wskazują na powstanie rozwarstwień spowodowanych uderzeniem o dużej energii (IDBV). W próbce nr 1 stwierdzono 3 rozwarstwienia kompozytu wokół obszaru przejścia pocisku przez materiał. Zmierzone wielkości rozwarstwień wynoszą odpowiednio 15,6 mm $\times$ 7,2 mm, 13,2 mm $\times$ 9,6 mm, 24 mm $\times$ 9,6 mm na głębokości około 1 mm. Wyniki przedstawiono w postaci zobrazowania B-scan na rysunku 9.



Rys. 9. Próbka nr 1, zobrazowanie B-scan

W próbce nr 2 zarejestrowano 2 rozwarstwienia wokół przejścia pocisku przez materiał (rys. 10) o wymiarach  $7,3 \text{ mm} \times 7,2 \text{ mm}$  oraz  $15,6 \text{ mm} \times 8,4 \text{ mm}$  na głębokości 0,98 mm (podano największe wymiary rozwarstwienia). Badania metodą termografii impulsowej nie pozwoliły na wykrycie powstałych rozwarstwień.



Rys. 10. Próbka nr 2, zobrazowanie B-scan

Badaniom za pomocą metody ultradźwiękowej poddano także przestrzelone pasy dźwigara w próbkach nr 1 (rys. 11a) i nr 2 (rys. 11b). Miejsca dokonania przestrzelin są mocno poszarpane. Dlatego pomiary zdecydowano się wykonać na stanowisku badawczym Politechniki Warszawskiej, gdzie rozchodzenie się fal ultradźwiękowych następuje w ośrodku wodnym (rys. 12). Wyniki przeprowadzonych badań przedstawiono w postaci skanów ultradźwiękowych wybranych obszarów badanych próbek (rys. 13). Na skanach tych ciemne kolory oznaczają defekty struktury. Wyraźnie widać, że przestrzelone miejsca oraz obszar wokół tych przestrzelin, dają w efekcie badania ultradźwiękowego ciemny kolor zobrazowania. Ale taki efekt badania jest spodziewany. Ciekawy natomiast jest inny efekt, mianowicie wielkość strefy wpływu przestrzeliny na obszar powstałych defektów struktury. Zagadnienie to wymagałoby – zdaniem autorów – przeprowadzenia dalszych analiz [9].



Rys. 11. Przestrzelone pasy dźwigara motoszybowca AOS-71 (fot. M. Rodzewicz): a) próbka nr 1, b) próbka nr 2



Rys. 12. Stanowisko do badań metodą ultradźwiękową w ośrodku wodnym (fot. M. Rodzewicz)

#### 4. Podsumowanie

W pracy przedstawiono wyniki wstępnych badań dotyczących zniszczeń powstających w wyniku przestrzelenia pociskiem karabinowym struktury dźwigara skrzydła kompozytowego. Główną metodą badawczą była defektoskopia ultradźwiękowa. W warunkach złożonej struktury i geometrii badanych próbek kompozytowych swoją przydatność wykazał skaner ręczny z technologią Phased Array umożliwiającą tworzenie liniowego zobrazowania C-scan oraz dynamicznego zobrazowania B-scan. Wykorzystanie takiej technologii umożliwia nie tylko wykrywanie i lokalizowanie uszkodzeń, ale także ich wymiarowanie [10]. W analizowanych próbkach przed wykonaniem przestrzelin wykryto rozwarstwienia i porowatość w próbkach nr 1 i 3. Po wykonaniu strzelań w obszarze otworu po przejściu pocisku pojawiły się rozwarstwienia, które zwymiarowano i przedstawiono na rysunkach 9 i 10.

Na podstawie przeprowadzonych badań można stwierdzić, że zniszczenia struktury kompozytu w wyniku prostopadłego przejścia pocisku przez ścianki dźwigarów skrzydeł są niewielkie i mają charakter lokalny, a zatem nie powinny w sposób istotny rzutować na wytrzymałość pozostałą. Odwrotnie rzecz się ma w przypadku przejścia pocisku przez pas dźwigara kompozytowego, gdyż powstałe zniszczenia są bardzo rozległe i eliminują dźwigar z pracy. Do wyciągnięcia bardziej szczegółowych wniosków konieczne jest przeprowadzenie szerzej zakrojonych badań z uwzględnieniem statystyki matematycznej w odniesieniu do właściwości materiałów i wyników eksperymentów [11].



Rys. 13. Wyniki badań ultradźwiękowych pasów dźwigara (fot. M. Rodzewicz): a) próbka nr1,b) próbka nr2

## Bibliografia

- 1. http://www.thermalwave.com/products/
- 2. http://www.flawinspecta.com/htm/flawinspecta/
- 3. http://www.diagnostic-sonar.com/
- 4. MACKIEWICZ S., GÓRA G., 2005, Ultradźwiękowe badania konstrukcji kompozytowych w przemyśle lotniczym, XI Seminarium "Nieniszczące badania materiałów", Zakopane
- 5. KRAPEZ J.C., BALAGEAS D., DEOM A., LEPOUTRE F., 1994, Comparison of established and emerging NDE techniques applied to delaminations in composite material, *Proceedings of 6th European Conference on Non Destructive Testing*, Nice, 257-261
- HILLGER W., 1994, Ultrasonic imaging of internal defects in CFRP-composites, Proceedings of 6th European Conference on Non Destructive Testing, Nice, 449-453
- 7. FEI D., HSU D.K., WARCHOL M., 2001, Simultaneous velocity, thickness and profile imaging by ultrasonic scan, *Journal of Nondestructive Evaluation*, **20**, 3
- JIAN X.M., GUO N., LI M.X., ZHANG H.L., 2002, Characterization of bonding quality in a multilayer structure using segment adaptive filtering, *Journal* of Nondestructive Evaluation, 21, 2
- 9. LESKI A., 2001, Analiza wytrzymałości lopaty śmigłowca uszkodzonej w wyniku przestrzelenia, rozprawa doktorska, WAT, Warszawa
- 10. DRAGAN K., 2011, Zastosowanie głowic phased array w diagnostyce konstrukcji lotniczych, XVII Seminarium Badań Nieniszczących, Zakopane
- 11. OCHELSKI S., 2004, Metody doświadczalne mechaniki kompozytów konstrukcyjnych, WNT, Warszawa
- 12. KORNAS Ł., DRAGAN K., BIENIAŚ J., ET.AL., 2012, Damage detection and the size quantification of the FML with the use of NDE, 5. Konferencja Zmęczenie konstrukcji lotniczych, Warszawa
- KORNAS Ł., DRAGAN K., ET.AL., 2010, Zastosowanie metody termografii impulsowej do diagnostyki pokryć statków powietrznych, 39 Krajowa Konferencja Badań Nieniszczących, Ustroń
- DRAGAN K., SWIDERSKI W., 2010, Studying efficiency of NDE techniques applied to composite materials in aerospace applications, *Acta Physica Poloni*ca A, 117, 5

#### The non-destructive research of aviation composites structures

#### Abstract

This paper describes selected results of the non-destructive research parts of the structure of composite aviation spars. The study was conducted on methods of impulse thermography and ultrasonic, using specialized test equipment. Specified effect of high-energy impact on the structure of the composite material, in particular the formation of delamination.

# BADANIA DYNAMICZNE LOTNICZYCH STRUKTUR KOMPOZYTOWYCH

Mirosław Rodzewicz

Politechnika Warszawska, Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa e-mail: miro@meil.pw.edu.pl

Jacek Janiszewski Wojciech Koperski Piotr Leszczyński

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki i Lotnictwa e-mail: jacek.janiszewski@wat.edu.pl; wojciech.koperski@wat.edu.pl; piotr.leszczynski@wat.edu.pl

W pracy opisano wybrane wyniki badań dynamicznych, fragmentów konstrukcji kompozytowych dźwigarów lotniczych. Badania przeprowadzono metodą strzelania wybranymi pociskami amunicji strzeleckiej małego kalibru. Próby wykonano na specjalistycznym stanowisku badawczym. Przebieg prób zarejestrowano przy pomocy kamery do rejestracji procesów szybkozmiennych. Przy użyciu dedykowanego oprogramowania komputerowego podjęto próbę określenia oddziaływania amunicji strzeleckiej na tego typu lotniczą strukturę kompozytową.

### 1. Uwagi wstępne

W niniejszym opracowaniu przedstawione zostaną wybrane wyniki badań dynamicznych przeprowadzonych za pomocą strzelania do elementów konstrukcji kompozytowego dźwigara lotniczego. Celem badań było określenie oddziaływania amunicji strzeleckiej na tego typu lotniczą strukturę kompozytową. Badania polegały na ostrzale próbek (fragmentów) dźwigara skrzydła wybranymi pociskami amunicji strzeleckiej. Wytypowane do badań fragmenty dźwigara pochodziły z dwóch typów statków powietrznych, pokazanych na rys. 1.

Przeznaczone do badań próbki nie zostały przygotowane w żaden specjalny sposób. W przypadku szybowca PW-5 jego bagnet uczestniczył wcześniej w próbie niszczącej całego dźwigara i nosi wyraźne ślady pęknięcia (rys. 2a).



Rys. 1. Widok ogólny statku powietrznego, z którego pochodziły analizowane próbki (fragmenty) dźwigara skrzydła: a) motoszybowiec AOS-71 (fot. Politechnika Rzeszowska, symulacja komputerowa; http://www.strona.net.pl/szybowce/aos71/aos71.html), b) szybowiec PW-5 (http://www.strona.net.pl/szybowce/pw5/pw5.html)

W przypadku zaś motoszybowca AOS-71 próbki do badań pochodziły z tak zwanego technologicznego egzemplarza dźwigara (rys. 2b oraz rys. 2c).



Rys. 2. Badane próbki – elementy dźwigara skrzydła (stan przed próbami) (fot. T. Łącki): a) fragment bagnetu dźwigara szybowca PW-5, b) fragment bagnetu dźwigara motoszybowca AOS-71, c) fragment dźwigara właściwego motoszybowca AOS-71

O ile szybowiec PW-5 jest konstrukcją eksploatowaną od dłuższego czasu i przed dopuszczeniem do użytkowania przeszedł wymagane przepisami próby wytrzymałościowe, to motoszybowiec AOS-71 jest aktualnie (koniec roku 2011) w trakcie takich prób, a jego pierwszy lot jest dopiero planowany. Rzecz jasna, nie istnieje dla statków powietrznych wymóg wykonywania testów z użyciem amunicji strzeleckiej. Pomysł ich przeprowadzenia pojawił się w związku z realizacją prac nad nowoprojektowanym AOS-71 [1] oraz potrzebą określenia wpływu zmiennych obciążeń eksploatacyjnych na strukturę kompozytowego zespołu konstrukcyjnego motoszybowca. Dodatkową zachętą była życzliwość kierownictwa Instytutu Techniki Uzbrojenia (ITU) WAT w tej sprawie. Istnieją oczywiście opracowania poruszające tematykę analizy wytrzymałości lotniczej struktury kompozytowej uszkodzonej w wyniku przestrzelenia [2], ale według wiedzy autorów referatu, w przypadku szybowców nikt (przynajmniej w Polsce) takich badań nie wykonywał.

#### 2. Podstawy teoretyczne

Realizacja założonego celu badań powinna pozwolić na uzyskanie konkretnych wartości liczbowych wybranych wielkości fizycznych [3]. Wielkości te opisane są powszechnie znanymi zależnościami, które dla porządku zostały przytoczone poniżej

$$v = \frac{s}{t}$$

gdzie: v - prędkość [m/s], s - droga [m], t - czas [s].

$$W = Fs$$

gdzie: W – praca [J=N·m], F – siła [N=kg·m/s<sup>2</sup>], s – droga [m].

W analizowanych przypadkach przyjęto założenie, że praca W jest w przybliżeniu równa energii E. Dodatkowo wprowadzono wyróżniki w postaci indeksów dolnych 1 i 2, opisujące zmierzone wielkości odpowiednio przed uderzeniem w próbkę (indeks 1) oraz po minięciu próbki (indeks 2). Wszystkie przeliczenia wykonane zostały w jednostkach układu SI.

#### 3. Stanowisko badawcze

Badania zostały przeprowadzone w Laboratorium ITU WAT na stanowisku przeznaczonym do wykonywania strzelań amunicją strzelecką małego kalibru (rys. 3). Stanowisko to spełnia wszystkie wymogi bezpieczeństwa wymagane przy tego typu badaniach, zaś osoba bezpośrednio wykonująca strzelania jest specjalnie przeszkolona w tym zakresie.

Zasadniczymi elementami stanowiska są:

- stabilne łoże z układami służącymi do mocowania broni strzeleckiej,
- stalowy tunel wypełniony piaskiem służący do chwytania wystrzelonych pocisków.



Rys. 3. Stanowisko wykorzystywane do badań – widok ogólny (fot. P. Leszczyński)

Nie mając żadnego doświadczenia w badaniach za pomocą strzelania do struktur kompozytowych, a chcąc mieć pewność, że pocisk przebije próbkę, zdecydowano się na użycie karabinka AK-47 oraz amunicji kalibru 7,62 mm.

Aparaturę pomiarową podczas badań stanowiła kamera do rejestracji procesów szybkozmiennych wraz z dedykowanym oprogramowaniem sterującym [4]. Uzyskanie dobrej jakości obrazu wymagało użycia specjalnego reflektora, zaś za bezpieczeństwo sprzętu pomiarowego odpowiadały ekrany zabezpieczające.

#### 4. Wyniki badań

Przyjęte do obliczeń dane zastosowanej amunicji były następujące:

- nabój 7,62x39 mm,
- masa pocisku 7,91 g,
- prędkość początkowa pocisku 715 m/s,
- energia początkowa pocisku 1991 J.

Na zamieszczonych poniżej zdjęciach (rys. 4-6) przedstawiono wybrane rezultaty przeprowadzonych badań w postaci:

- serii zdjęć poklatkowych uzyskanych przy pomocy dedykowanego oprogramowania komputerowego sterującego pracą kamery do rejestracji procesów szybkozmiennych,
- zdjęć próbek z widocznymi przestrzelinami.

Korzystając z możliwości, jakie daje kamera w zakresie obróbki danych pomiarowych, wyznaczono wartości wybranych wielkości fizycznych dla poszczególnych próbek. I tak:



Rys. 4. Rezultaty próby fragmentu bagnetu dźwigara szybowca PW-5 w postaci: a) zdjęć poklatkowych, b) próbki z przestrzeliną (fot. T. Łącki)



Rys. 5. Rezultaty próby fragmentu bagnetu dźwigara motoszybowca AOS-71 w postaci: a) zdjęć poklatkowych, b) próbki z przestrzeliną (fot. T. Łącki)

- Fragment bagnetu dźwigara szybowca PW-5:
  - 1 prędkość pocisku przed uderzeniem w próbkę  $v_1 = 674 \,\mathrm{m/s}$ ,
  - 2 prędkość pocisku po minięciu próbki $v_2=655\,\mathrm{m/s},$



Rys. 6. Rezultaty próby fragmentu dźwigara właściwego motoszybowca AOS-71 w postaci: a) zdjęć poklatkowych, b) próbki z przestrzeliną (fot. T. Łącki)

- 3 utrata prędkości  $\Delta v = 2,82\%,$
- 4 praca pocisku przed próbką  $W_1 = 2.56 \cdot 10^{-3} \text{ J},$
- 5 praca pocisku za próbką  $W_2 = 2.44 \cdot 10^{-3} \text{ J},$
- 6 utrata energi<br/>i $\varDelta E=4,68\%$  (przy założeniu, że energia równa się pracy).

# • Fragment bagnetu dźwigara motoszybowca AOS-71:

- 1 prędkość pocisku przed uderzeniem w próbkę  $v_1 = 696,76 \text{ m/s},$
- 2 prędkość pocisku po minięciu próbki  $v_2 = 667,50 \text{ m/s},$
- 3 utrata prędkości  $\Delta v = 4,2\%$ ,
- 4 praca pocisku przed próbką  $W_1 = 3,69 \cdot 10^{-3} \text{ J},$
- 5 praca pocisku za próbką  $W_2 = 3.54 \cdot 10^{-3} \text{ J},$
- 6 utrata energi<br/>i $\Delta E=4,065\%$  (przy założeniu, że energia równa się pracy).

# • Fragment dźwigara właściwego motoszybowca AOS-71:

- 1 prędkość pocisku przed uderzeniem w próbkę  $v_1 = 700,37 \text{ m/s},$
- 2 prędkość pocisku po minięciu próbki  $v_2 = 681,69 \text{ m/s},$
- 3 utrata prędkości  $\Delta v = 2,67\%,$
- 4 praca pocisku przed próbką  $W_1 = 3.72 \cdot 10^{-3} \text{ J},$
- 5 praca pocisku za próbką  $W_2 = 3.62 \cdot 10^{-3} \text{ J},$
- 6 utrata energi<br/>i $\,\Delta E=2,65\%$  (przy założeniu, że energia równa się pracy).

Otrzymane wyniki pozwalają stwierdzić, że dla przyjętych warunków, w których przeprowadzono próby, badane próbki nie stanowiły praktycznie żadnej przeszkody, powodując – w każdym przypadku – utratę prędkości oraz energii na poziomie poniżej 5%.

#### 4.1. Pasy dźwigara

Dodatkowo wykonane zostały pojedyncze strzały do pasów dźwigara. W próbach tych uczestniczyły już tylko dwie próbki, a mianowicie: fragment bagnetu oraz fragment dźwigara właściwego motoszybowca AOS-71 (rys. 2b i rys. 2c). Ze względu na swoje gabaryty można je było umieścić wewnątrz stalowego tunelu stanowiska badawczego i zabezpieczyć wlot do tego tunelu dodatkową osłoną. To właśnie względy bezpieczeństwa, związane z warunkami wykonywania strzelań, zadecydowały o tym, że podczas tego badania nie użyto kamery do rejestracji procesów szybkozmiennych. Planowane jest jednak jej użycie przy kolejnych badaniach. Stąd jedynymi wynikami próby są zdjęcia wykonane po odbyciu strzelania (rys. 7 i rys. 8).



Rys. 7. Rezultaty próby pasów dźwigara właściwego motoszybowca AOS-71 (fot. T. Łącki)



Rys. 8. Rezultaty próby pasów bagnetu dźwigara motoszybowca AOS-71 (fot. T. Łącki)

Na zamieszczonych powyżej zdjęciach (rys. 7 i 8) wyraźnie widoczne są "poszarpania" w rejonie pasów dźwigara. Powstałe uszkodzenia odsłaniają strukturę pasa wykonanego z ułożonych warstwami wiązek rowingu węglowego. Struktura ta została przeanalizowana pod mikroskopem, a następnie,



a) Zdjęcia mikroskopowe powłoki kopertującej pas dźwigara – powiększenie 40x

b) Zdjęcia mikroskopowe pasa dźwigara – powiększenie 200x widok od czoła widok z boku



Rys. 9. Rezultaty próby pasów dźwigara motoszybowca AOS-71 w postaci zdjęć mikroskopowych (fot. M. Rodzewicz)

w postaci wybranych zdjęć mikroskopowych pasa dźwigara, przedstawiona na rys. 9. Ciekawym zagadnieniem w tym przypadku może się okazać analiza strefy uszkodzenia powstałej na skutek oddanego strzału. Rozmiary tej strefy są o wiele większe niż to miało miejsce podczas strzelania przez ściankę dźwigara.

#### 5. Uwagi końcowe

Nie co dzień nadarza się okazja skorzystania z możliwości wykonania tego typu badań eksperymentalnych, jakimi są strzelania z ostrej amunicji oraz poszerzenia własnej wiedzy o doświadczenie związane z oddziaływaniem amunicji strzeleckiej na kompozytową strukturę lotniczą. Potwierdziły się pewne przypuszczenia autorów referatu, na przykład co do sposobu przebijania przez pocisk okładzin (ścianek) kompozytowych przekładkowej struktury fragmentu bagnetu dźwigara skrzydła. Chodzi tu o zmianę kierunku lotu pocisku. Szczególnie wyraźnie zjawisko to widoczne jest na rys. 6a. Ponadto analiza zarejestrowanych filmów, a zwłaszcza pojedynczych klatek filmowych, doskonale unaocznia niebezpieczne dla zdrowia człowieka (osoby przeprowadzającej eksperyment) zjawisko powstawania chmury pyłu (szklanego lub węglowego) po uszkodzeniu (przestrzeleniu) kompozytu. W efekcie wymusza to stosowanie odpowiednich wyciągów skutecznie minimalizujących negatywne skutki wdychania takiego pyłu przez człowieka.

Uzyskane rezultaty badań zachęcają do dalszych prac w tym kierunku. Ambicją tych przyszłych prac powinno być, żeby obiektem badań były całe, kompozytowe elementy konstrukcyjne statku powietrznego, na przykład pochodzące bezpośrednio z produkcji, oraz ich relatywnie duże fragmenty. Natomiast wyjątkowo obiektem badań mogłyby być serie próbek specjalnie preparowanych w warunkach laboratoryjnych.

#### Bibliografia

- TOMASIEWICZ J., LIPKA M., 2010, Sprawozdanie z prób statycznych, Dokument nr: AOS-71/SPS-PD/I/2010, Warszawa
- 2. LESKI A., 2001, Analiza wytrzymałości lopaty śmiglowca uszkodzonej w wyniku przestrzelenia, rozprawa doktorska, WAT, Warszawa
- 3. Mały poradnik mechanika, WNT, Warszawa 1996
- 4. http://www.visionresearch.com/Products/High-Speed-Cameras/
- 5. http://www.strona.net.pl/szybowce/

#### The dynamics research of aviation composites structures

#### Abstract

This paper describes selected results of the dynamic research parts of the structure of composite aviation spars. The study was conducted by shooting selected smallcaliber arms ammunition. Tests were performed on a specialized test stand. The course attempts recorded with the camcorder for recording fast-changing processes. Using dedicated software attempts to determine the impact of small arms ammunition for this type of aviation composite structure.

# Spis treści

Rozdział I – Pamięci Profesora Jerzego Marynika	<b>5</b>
<b>Goszczyński J.</b> – Wspomnienie o moim Mistrzu Profesorze Jerzym Maryniaku	7
<b>Ładyżyńska-Kozdraś E.</b> – Mój Profesor, Mój Mistrz, Mój Mentor – wspomnienie o Profesorze Jerzym Maryniaku	15
Rozdział II – Dyskusja panelowa	25
Dyskusja panelowa dotycząca naukowo-technicznych aspektów wypadku samolotu Tu-154M z 10 kwietnia 2010 r	27
Rozdział III – Dynamika lotu i bezpieczeństwo lotów	35
Cichoń M., Kędzierski J., Miazga P. – Przykładowe zastosowanie numerycznych obliczeń z zakresu mechaniki lotu do badań wypadków lotniczych	37
Kowaleczko G., Nowakowski M., Żyluk A. – Reakcja samolotu na aerodynamiczną niesymetrię skrzydła	63
<b>Ładyżyńska-Kozdraś E.</b> – Równania Boltzmanna-Hamela i Maggiego w modelowaniu matematycznym automatycznie sterowanych obiektów ruchomych	77
<b>Lasek M., Lichota P.</b> – Identyfikacja parametrycna statków powietrznych na podstawie danych z rejestratorów lotu	91

ozdział IV – Aerodynamika i mechanika płynów 10	01
Białecki M., Nowakowski M., Sabak R., Panas A.J., Rećko K. – Analiza porównawcza wyników numerycznego modelowania opływu profilu NACA 63-209	.03
<b>Czekałowski P., Sibilski K.</b> – Badania eksperymentalne entomoptera w locie postępowym w tunelu wodnym 1	19
<b>Gronczewski A.</b> – Wizualizacja barwna jako metoda badań opływu statku powietrznego	37
<b>Krzysiak A.</b> – Projekt sterowania opływem klapki profilu funkcjonujący w pętli sprzężenia zwrotnego	49
Kubryński K. – Metodyka projektowania aerodynamicznego profiluklapowego szybowca wyczynowego	59
<b>Kubryński K.</b> – Wpływ parametrów konstrukcyjnych i aerodynamicznych szybowca na jego efektywność przelotową 1'	79
<b>Placek R., Kiszkowiak Ł.</b> – Badanie trajektorii lotu podwieszeń zwalnianych z belek podskrzydłowych samolotu bojowego 19	91
<b>Regucki P.</b> – Modelowanie oddziaływania struktur wirowych ze ścianą sztywną z wykorzystaniem trójwymiarowej metody "wir w komórce"	05
<b>Strzelecka K., Kudela H.</b> – Wizualizacja trójwymiarowej struktury wirowej powstającej przy opływie pionowego walca w płytkiej wodzie	15

# Rozdział V – Loty w trudnych warunkach atmosferycznych i symulatory lotu 225

Bieńczak R., Komorek A., Rypulak A., Karczmarz D.,	
Mądrzycki P., Puchalski W. – Symulatory diagnostyczne	
w szkoleniu personelu lotniczego	227
Milewski S., Kobierski J.W. – Szkolenie funkcyjnych okrętowych systemów rozpoznawczo-ogniowych z wykorzystaniem trenażera TR ZU-23-2MR	241

Mordzonek M., Nowakowski M., Krzonkalla J., Kulpa K.,	
Samczynski P., Gromek D. – Loty w trudnych warunkach	
$atmosferycznych \ z \ wykorzystaniem \ radaru \ SAR \ . \ . \ . \ . \ . \ .$	255
Szczepański C. – Symulatory lotu w ostatnim 60-leciu $\ldots \ldots \ldots$	273

# Rozdział VI – Konstrukcja i badania struktur statków powietrznych

<b>Gorecki T.</b> – Model dynamiczny struktury śmigłowca z uwzględnieniem warunków kontaktowych podwozie-podłoże 301
Kachel S. – Modelowanie powierzchni oraz układu aerodynamicznego samolotu metodą inżynierii odwrotnej
<b>Łazarz B., Konieczka R., Kozuba J.</b> – Wpływ cech konstrukcyjnych śmigłowców oraz warunków ich eksploatacji na hałas emitowany we wnętrzu statku powietrznego i jego otoczeniu 343
Rodzewicz M., Dragan K., Leszczyński P. – Badania nieniszczące lotniczych struktur kompozytowych
Rodzewicz M., Janiszewski J., Koperski W., Leszczyński P. – Badania dynamiczne lotniczych struktur kompozytowych 377

 $\mathbf{299}$