POLSKIE TOWARZYSTWO MECHANIKI
TEORETYCZNEJ I STOSOWANEJ

MECHANIKA W LOTNICTWIE

ML-XVII 2016

TOM II

pod redakcją *Krzysztofa Sibilskiego*

Warszawa 2016

Organizator konferencji

Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej, Oddział Warszawski

Komitet Naukowy

Krzysztof Sibilski (PW) – przewodniczący

Krzysztof Arczewski	PW	Maciej Lasek	PW
Wojciech Blajer	UTH Rad.	Edyta Ładyżyńska-Kozdraś	PW
Michał Burek	WSOSP	Andrzej Majka	PRz
Józef Gacek	WAT	Aleksander Olejnik	WAT
Cezary Galiński	ILot	Marek Orkisz	PRz
Robert Głębocki	PW	Andrzej Panas	ITWL, WAT
Zdzisław Gosiewski	PB	Mirosław Rodzewicz	PW
Jacek Goszczyński	PGE	Ryszard Szczepanik	ITWL
Antoni Jankowski	ITWL	Cezary Szczepański	PWr
Stanisław Kachel	WAT	Kazimierz Szumański	ILot
Zbigniew Koruba	PŚw	Witold Wiśniowski	ILot
Grzegorz Kowaleczko	WSOSP	Wiesław Wróblewski	PWr
Mirosław Kowalski	ITWL	Andrzej Żyluk	ITWL
Adam Kozakiewicz	WAT		

Wydawnictwo dofinansowali

- Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej
- Instytut Lotnictwa w Warszawie
- Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych w Warszawie
- Wydział Mechatroniki i Lotnictwa Wojskowej Akademii Technicznej

ISBN 978-83-932107-8-7

© Copyright by Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej
Warszawa 2016

Redakcja techniczna: Ewa Koisar
Sklad i łamanie: Ewa Koisar
Druk: Drukarnia nr 1, ul. Rakowiecka 37, 02-521 Warszawa
Wersja elektroniczna: http://ptmts.org.pl/wydawnictwa.htm

Ministerstwo Nauki i Szkolnictwa Wyższego

Konferencja finansowana w ramach umowy 937/P-DUN/2016 ze środków Ministerstwa Nauki i Szkolnictwa Wyższego przeznaczonych na działalność upowszechniającą naukę

Spis treści

Matras A., Gronczewski A. – *Projekt urządzenia do ratowania ludzi z obiektów trudno dostępnych* 5

Mięsikowska M., Nowakowski M., Lorenc W., Chodnicki M. – *Signal frequency analysis of X4 unmanned aerial vehicle* 17

Mordzonek M., Bryl M., Rymaszewski S., Jakielaszek Z., Białecki M. – *Zasobnik badawczy ZYGMUNT-M – realizacja techniczna (Projekt NCBiR nr PBS1/A9/15/2012)* 23

Mordzonek M., Krzonkalla J., Gromek D., Samczyński P., Kulpa K., Drozdowicz J. – *uSAR – samolotowy radar z syntetyczną aperturą, realizacja sprzętowa (Projekt NCBiR nr PBS1/A9/15/2012)* 33

Nowakowski M., Jakielaszek Z. – *Wybrane aspekty badań w locie obciążeń eksploatacyjnych w elementach struktury samolotu Su-22UM3K* 45

Nowakowski M., Sibilski K., Figur K., Lorenc W. – *Analiza i wypracowanie najkorzystniejszego systemu żywic na bazie epoksydów* 63

Nowakowski M., Sibilski K., Lorenc W. – *Technologia laminowania arkusza do wykonania próbek metodą infuzji* 69

Olejnik A., Kachel S., Rogólski R., Benaouali A., Łącki T. – *Design optimization of a very light aircraft engine mount with consideration of extremal flight loads* 77

Olejnik A., Kiszkowiak Ł., Dziubiński A. – *Problemy analizy aerodynamicznej samolotów klasy general aviation* 85

Olejnik A., Rogólski R. – *Parametryczna analiza drgań lekkiego samolotu patrolowego w oparciu o dyskretny model konstrukcji* 103

Olejnik A., Rogólski R., Szcześniak M. – *Pomiary drgań lotniczych konstrukcji kompozytowych w Instytucie Techniki Lotniczej WAT* 129

Panas A.J., Błaszczyk J., Dudziński A., Figur K., Foltyńska A., Krupińska A., Nowakowski M. – *Badania wpływu temperatury na zmiany właściwości cieplnych i mechanicznych osnowy lotniczego konstrukcyjnego materiału kompozytowego* 147

Panas A.J., Mordzonek M., Nowakowski M., Samczyński P., Kulpa K., Wielgo M. – *Zastosowanie technik mikrofalowych do obserwacji powierzchni Ziemi (Projekt NCBiR nr PBS1/A9/15/2012)* 159

Rodzewicz M., Głowacki D., Hajduk J. – *Analiza wybranych aspektów dynamiki lotu samolotu PW-ZOOM podczas misji fotogrametrycznych na Antarktyce* 171

Rodzewicz M., Szczepanik T., Hajduk J. – *Zastosowanie modeli skalowanych w badaniach spadochronowego systemu bezpieczeństwa dla wiatrakowców* 183

Rogowski K., Maroński R., Lichota P. – *Analiza numeryczna charakterystyk aerodynamicznych profilu NACA 0015 w zastosowaniu do turbin wiatrowych typu Darrieusa* 193

Rogowski K., Maroński R., Olszewski T. – *Badanie wpływu czterocyfrowych profili NACA na osiągi turbiny wiatrowej typu Darrieusa* 201

Sibilska-Mroziewicz A., Ładyżyńska-Kozdraś E., Falkowski K. – *Modelowanie ruchu wózka startowego wyrzutni magnetycznej samolotów bezzałogowych – analiza oddziaływań* 209

Smędra K., Kubryński K. – *Zastosowanie druku 3D w projektowaniu i wytwarzaniu modeli do badań aerodynamicznych* 217

Smędra K., Świerkot R., Kubryński K. – *Badania tunelowe modelu samolotu w zakresie dużych kątów natarcia* 225

Szulczyk J., Lichota P., Rogowski K. – *Optymalizacja spektrum mocy wymuszeń typu Multisine na potrzeby Sys-ID* 235

Tabuła M., Pietrucha J., Lichota P., Rogowski K. – *Mechanizm drgań samowzbudnych na przykładzie oscylatora na taśmociągu* 245

Ułanowicz L., Szczepaniak P., Jastrzębski G., Jóźko M. – *Wybrane problemy projektowania napędu hydraulicznego do układu sterowania śmigłowcem bezzałogowym* 253

Zalewski J., Chmieliński M. – *Warianty zastosowania wybranych morskich bezzałogowych systemów powietrznych* 263

Żugaj M., Godłoża D. – *Analiza właściwości dynamicznych samolotu bezzałogowego w stanie awarii systemu sterowania* 275

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVII 2016

PROJEKT URZĄDZENIA DO RATOWANIA LUDZI Z OBIEKTÓW TRUDNO DOSTĘPNYCH

Agata Matras, Andrzej Gronczewski

Politechnika Wrocławska, Katedra Inżynierii Kriogenicznej, Lotniczej i Procesowej

e-mail: agata.matras@gmail.com; andrzej.gronczewski@pwr.edu.pl

1. Wprowadzenie

Współczesny świat niesie wiele zagrożeń dla bezpieczeństwa ludzi. Zagrożenia te wynikają z różnych przyczyn, wśród których można wyróżnić także te, które związane są z wypadkami spowodowanymi błędami projektowymi i konstrukcyjnymi infrastruktury technicznej, w tym głównie budowli i urządzeń technicznych, błędami w eksploatacji budowli i maszyn, warunkami środowiskowymi oraz inne, w tym także terroryzm. Świadomość nieuchronności występowania niekorzystnych zdarzeń, jakimi są różnego rodzaju wypadki, powoduje konieczność dalszych, intensywnych prac nad poprawą bezpieczeństwa. Wysiłki naukowców i inżynierów zmierzają do maksymalnego zmniejszenia liczby katastrof, ale także niebagatelną rolę przywiązuje się do podejmowania przedsięwzięć mających na celu minimalizację skutków nieszczęśliwych zdarzeń. Doświadczenia wskazują, że w przypadku wielu tragicznych zdarzeń możliwe byłoby ograniczenie strat w ludziach, gdyby służby ratownicze dysponowały wyposażeniem pozwalającym na szybkie dotarcie do poszkodowanych oraz ich bezpieczną ewakuację z miejsca wypadku. Niestety w przypadku niektórych zaistniałych zdarzeń okazało się, że służby ratownicze nie miały do dyspozycji odpowiedniego sprzętu pozwalającego na dotarcie do ofiar katastrofy lub też wyposażenie ratownicze nie pozwalało na szybką ewakuację poszkodowanych. Nierzadko czas dotarcia do ludzi wymagających pomocy jest głównym czynnikiem decydującym o stopniu uszczerbku na zdrowiu lub nawet o przeżyciu. Szczególne trudności występują przy konieczności ewakuacji ludzi z obiektów trudno dostępnych. Do takich obiektów możemy zaliczyć bardzo wysokie budynki lub miejsca położone w terenie, którego ukształtowanie uniemożliwia użycie tradycyjnych środków ewakuacji (np. tereny górskie lub akweny wodne powstałe w wyniku powodzi lub tsunami). Na szczególną uwagę zasługują problemy związane z eksploatacją bardzo wysokich budynków, których coraz więcej pojawia się na świecie i które budowane są także w Polsce. Projektanci i konstruktorzy tych budynków, przewidując potencjalną konieczność awaryjnego opuszczenia budynku, opracowują sposoby ewakuacji ludzi w przypadkach katastroficznych (np. pożar). W większości przypadków są to rozwiązania pasywne, czyli takie, które mają zabezpieczyć samodzielną ewakuację użytkowników budynku. Pojawiają się tu jednak ograniczenia polegające na tym, że może wystąpić taka sytuacja, w której wszystkie przewidywane do ewakuacji drogi są niemożliwe do użycia. Wówczas jedyną szansę na bezpieczną ewakuację mogą zapewnić służby ratownicze. W przypadku bardzo wysokich budynków służby ratownicze nie dysponują naziemnymi środkami pozwalającymi na ewakuację ludzi z wyższych pięter. W takich przypadkach możliwości udzielenia pomocy ograniczają się do wykorzystania śmigłowców. Jednak ratownik opuszczany na linie może najczęściej podczas jednorazowej akcji podjąć zaledwie jedną osobę.

Kolejnym problemem jest skomplikowany pilotaż śmigłowca spowodowany koniecznością wykonania precyzyjnego zawisu w pobliżu budynku, nierzadko w warunkach zadymienia oraz w warunkach szczególnie burzliwej atmosfery jako skutku opływu budynku.

Do ratowania (ewakuacji) ludzi z obiektów trudno dostępnych, proponuje się wykorzystanie nowego, mobilnego urządzenia – *Urządzenia do Ratowania Ludzi* (UdRL). Opracowana idea ewakuacji ludzi z obiektów trudno dostępnych oparta została na podwieszanym pod śmigłowcem urządzeniu, które zapewni możliwość podjęcia jednorazowo kilku osób. Urządzenie to będzie miało możliwość przemieszczania się w pewnym ograniczonym zakresie, niezależnie od położenia śmigłowca, oraz zostanie wyposażone w układ zapewniający jego stabilizację podczas podejmowania na pokład osób ratowanych.

2. Zagrożenia bezpieczeństwa związane z wysokimi obiektami

2.1. Wysokie obiekty budowlane na świecie

Na świecie istnieją i wciąż powstają budynki o znacznej wysokości. Najwyższy z nich wybudowany został w Dubaju i osiągnął niebotyczną wysokość 828 m, zaś aż szesnaście budowli ma wysokość przekraczającą 400 m. Jeśli za „drapacze chmur" uznamy budynki o wysokości powyżej 100 m, to należy odnotować fakt, że w niektórych miastach świata tego typu obiektów jest nawet kilkaset (tabela 1). Najwięcej wysokich budowli powstało w Chinach – ponad 1700, a na całym świecie jest ich kilka tysięcy.

Tabela 1. Liczba budynków o wysokości powyżej 100 m [1]

Miasto	Państwo	Liczba budynków	Miasto	Państwo	Liczba budynków
Nowy Jork	USA	765	Guangzhou	Chiny	214
Szanghaj	Chiny	704	Kuala Lumpur	Malezja	210
Hong Kong	Chiny	659	Jakarta	Indonezja	174
Dubai	Zjednoczone Emiraty Arabskie	371	Panama City	Panama	165
Bangkok	Tajlandia	365	Seul	Korea Płd.	164
Tokio	Japonia	363	Mumbar	Indie	155
Chicago	USA	342	Moskwa	Rosja	145
Toronto	Kanada	249	Stambuł	Turcja	127
Kanton	Chiny	214	Sydney	Australia	123

W Europie także istnieją bardzo wysokie budynki i obiektów o wysokości ponad 150 m jest na naszym kontynencie ponad 130 (tabela 2).

W ostatnich latach w Polsce pojawiła się również spora ilość budowli, które można zaliczyć do tzw. „drapaczy chmur". W naszym kraju istnieje 67 budynków o wysokości powyżej 70 m (tabela 3). Wysokość 70 m jest o tyle istotna, że w Polsce jedynie do tej wysokości możliwe jest ewakuowanie ludzi za pomocą naziemnych środków, będących na wyposażeniu Państwowej Straży Pożarnej (PSP). Najwyższy budynek w Polsce znajduje się w Warszawie – jest nim Pałac Kultury i Nauki, a jego wysokość wynosi 237 m.

Dane wskazują, że liczba budynków o znacznej wysokości wciąż rośnie i należy przypuszczać, iż proces ten będzie trwał nadal. Jednocześnie należy liczyć się z tym, że wraz ze wzrostem liczby tzw. „drapaczy chmur" wzrasta prawdopodobieństwo wystąpienia wypadku.

Tabela 2. Najwyższe budynki w Europie [2]

Budynek	Miasto	Państwo	Wysokość [m]	Budynek	Miasto	Państwo	Wysokość [m]
Federation Tower Basznia Wostok	Moskwa	Rosja	354	Gorod Stolic: Basznia Petersburg	Moskwa	Rosja	257
OKO Tower wieża płd.	Moskwa	Rosja	354	Messerturm	Frankfurt nad Menem	Niemcy	257
Mercury City Tower	Moskwa	Rosja	339	Torre Caja Madrid	Madryt	Hiszpania	250
The Shard	Londyn	Wielka Brytania	309,6	Torre de Cristal	Madryt	Hiszpania	250
Eurasia	Moskwa	Rosja	309	OKO Tower (wieża biurowa)	Moskwa	Rosja	245
Gorod Stolic: Basznia Moskwa	Moskwa	Rosja	302	Wieża Federacja Basznia Zapad	Moskwa	Rosja	243
Commerz-bank Tower	Frankfurt nad Menem	Niemcy	300	Uniwersytet Moskiewski	Moskwa	Rosja	240
Basznia C	Moskwa	Rosja	268,4	Imperia Tower	Moskwa	Rosja	239
Triumph Palace	Moskwa	Rosja	264	Pałac Kultury i Nauki	Warszawa	Polska	237
Sapphire of Istanbul	Stambuł	Turcja	261	Torre Sacyr Vallehor-moso	Madryt	Hiszpania	236

2.2. Zagrożenia związane z użytkowaniem wysokich obiektów

Projektanci i konstruktorzy budynków dokładają wszelkich starań aby zapewnić bezpieczeństwo osób przebywających w budynkach, przy czym, przewidując możliwość wystąpienia sytuacji katastroficznej lub choćby niebezpiecznej, starają się rozwiązać problem bezpiecznej ewakuacji ludzi.

Zagrożenia bezpieczeństwa mogą wynikać z możliwości uszkodzenia konstrukcji budynku lub wręcz całkowitego zniszczenia obiektu. Uszkodzenia lub zniszczenia konstrukcji budowli mogą powstać na skutek:

- wadliwego projektu budynku;
- błędów w technologii wykonania lub zastosowania niewłaściwych materiałów konstrukcyjnych;
- nieprawidłowej eksploatacji obiektu – np. przekroczenia dopuszczalnych obciążeń eksploatacyjnych;
- klęsk żywiołowych, takich jak np. trzęsienie ziemi lub tornado;

Tabela 3. Najwyższe budynki w Polsce [3]

Budynek	Miasto	Wysokość [m]	Budynek	Miasto	Wysokość [m]
Pałac Kultury i Nauki	Warszawa	237	Inter Continental Warsaw	Warszawa	164
Warsaw Spire	Warszawa	220	Cosmopolitan Twarda 2/4	Warszawa	160
Sky Tower	Wrocław	212	Q22	Warszawa	159
Warsaw Trade Tower	Warszawa	208	Oxford Tower	Warszawa	150
Skyliner	Warszawa	195	Sea Towers	Gdynia	142
Złota 44	Warszawa	192	Intraco I	Warszawa	138
Rondo I	Warszawa	192	Sienna Towers	Warszawa	130
Generation Park	Warszawa	180	Olivia Star	Gdańsk	130
Hotel Marriott	Warszawa	170	Spektrum	Warszawa	128
Warsaw Financial Center	Warszawa	165	PAZIM	Szczecin	128

- nieprawidłowego remontu budynku;
- katastrof komunikacyjnych;
- działań terrorystycznych.

Kolejnym, stosunkowo często występującym zagrożeniem, jest możliwość wystąpienia pożaru, który może powstać z powodu:

- wadliwej pracy lub niewłaściwej eksploatacji urządzeń i instalacji, w które jest wyposażony budynek (np. klimatyzacji, instalacji elektrycznej, instalacji gazowej, wind, urządzeń AGD itp.);
- zaprószenia ognia przez użytkowników (mieszkańców);
- klęsk żywiołowych (np. wyładowania atmosferyczne, trzęsienia ziemi, tornada);
- katastrof komunikacyjnych;
- działań terrorystycznych.

Zarówno uszkodzenie konstrukcji budynku, jak i wystąpienie pożaru niosą ze sobą niebezpieczeństwo dla zdrowia i życia ludzkiego. Po zaistnieniu niekorzystnego zdarzenia, jeśli w jego wyniku ludzie nie doznali bezpośrednio obrażeń, często ich zdrowie i życie zależne jest od możliwości bezpiecznej i szybkiej ewakuacji z budynku. Doświadczenia wskazują, że w przypadkach wielu katastrof ludzie uniknęliby obrażeń lub śmierci, gdyby możliwe było opuszczenie strefy zagrożenia w odpowiednim czasie.

2.3. Metody ewakuacji ludzi z wysokich budynków

Jak już wspominano, architekci i konstruktorzy mając świadomość możliwości zaistnienia wypadku, muszą uwzględniać w swoich projektach sposoby awaryjnego opuszczenia obiektu przez jego użytkowników.

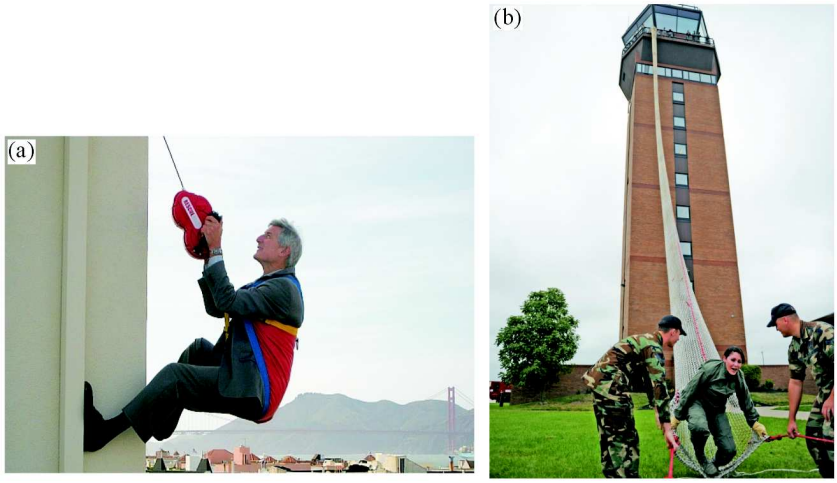
Analizując systemy bezpieczeństwa stosowane w wielu budynkach, można wyróżnić następujące dwie podstawowe metody ewakuacji ludzi:

- samodzielna ewakuacja osób znajdujących się w zagrożonym obiekcie;
- ewakuacja ludzi przez służby ratownicze.

Podstawowym sposobem opuszczenia budynku jest samodzielna ewakuacja. W celu zapewnienia możliwości bezpiecznego opuszczenia budynku już na etapie projektowania obiektu przewiduje się zwielokrotnienie dróg ewakuacji, wyposażenie budynku w specjalne klatki schodowe odizolowane do pozostałych pionów komunikacyjnych, wyposażenie budynku w zewnętrzne schody przeciwpożarowe lub zainstalowanie specjalnych urządzeń pozwalających na opuszczenie obiektu bez korzystania z klatek schodowych.

Do specjalnych urządzeń ewakuacyjnych można m.in. zaliczyć:

- windy ewakuacyjne znajdujące się na zewnątrz budynków;
- indywidualne uprzęże ewakuacyjne (rys. 1a);
- rękawy ewakuacyjne (rys. 1b)



Rys. 1. (a) Urządzenie „Rescue Reel", (b) rękaw ewakuacyjny [5]

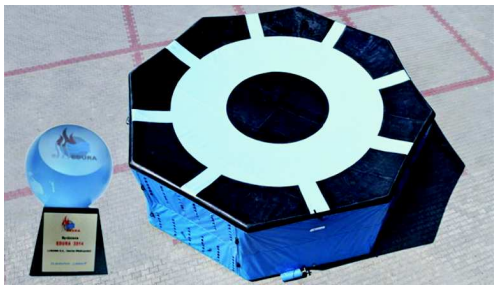
Ewakuacja realizowana przez służby ratownicze może odbywać się w zasadzie trzema sposobami:

- z wykorzystaniem urządzeń naziemnych (drabiny, skokochrony);
- sprowadzanie lub transport zagrożonych ludzi przez ratowników;
- z wykorzystaniem śmigłowców.

W Polsce, ale także w wielu innych krajach, zadania związane z ewakuacją ludzi z miejsc niebezpiecznych powierzono Państwowej Straży Pożarnej (PSP), a także nierzadko realizują je ratownicy z Ochotniczej Staży Pożarnej (OSP). Specyfika działań w sytuacjach koniecznej ewakuacji ludzi z wysokich budynków spowodowała, że w każdym województwie w strukturach PSP wydzielono Specjalną Grupę Ratownictwa Wysokościowego (SGRW).

Ewakuacja ludzi z wysokich obiektów odbywa się najczęściej z wykorzystaniem drabin. Jednak występuje tu ograniczenie maksymalnej wysokości podejmowania poszkodowanych wynikające z zasięgu drabiny. W Polsce służby ratownicze dysponują sprzętem pozwalającym na ewakuację z maksymalnej wysokości 68 metrów. Używane są także urządzenia zapewniające możliwość bezpiecznego lądowania na ziemi po skoku z np. okna budynku. Są to tzw. „skokochorny" (rys. 2).

Użycie skokochronu obarczone jest także ograniczeniami, do których zaliczamy maksymalną, bezpieczną wysokość skoku (dla zaprezentowanego modelu „Lubawa 8 jest to 16 m). Ponadto

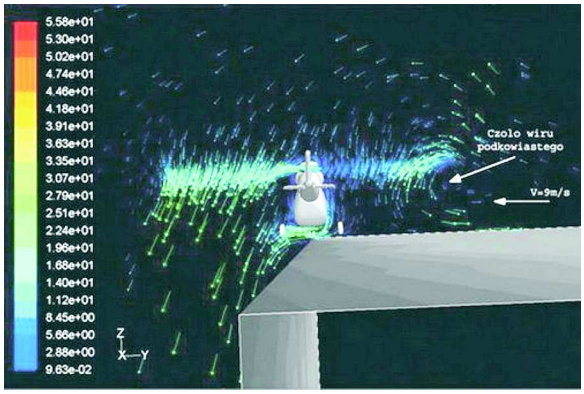


Rys. 2. Skokochron „Lubawa 8” [6]

odstęp czasowy między skokami wynosi średnio 20 sekund i wynika z konieczności opuszczenia urządzenia przez osobę ewakuowaną.

W przypadkach, kiedy nie ma możliwości użycia urządzeń naziemnych (np. ze względu na zbyt dużą wysokość budynku), ratownicy podejmują próbę ewakuacji ludzi, wykorzystując do tego specjalistyczny sprzęt (liny, specjalne nosze, aparaty tlenowe itp.). Jednak ta metoda ewakuacji wymaga, aby ratownicy dotarli do miejsc, w których znajdują się osoby oczekujące na pomoc. Jeśli ze względu na wysokość budynku nie można użyć sprzętu naziemnego i drogi ewakuacyjne są całkowicie niedrożne, wówczas pozostaje tylko jedna możliwość opuszczenia zagrożonych miejsc – wykorzystanie śmigłowców.

Ewakuacja z wykorzystaniem śmigłowców jest stosunkowo skutecznym sposobem na opuszczenie wysokiego budynku, jednak istnieje tu wiele ograniczeń, które nierzadko uniemożliwiają użycie tych maszyn. Najefektywniejszym sposobem podjęcia na pokład śmigłowca ludzi jest lądowanie na dachu budynku, przy założeniu, że zagrożone osoby są w stanie tam dotrzeć. Okazuje się jednak, że architekci przeświadczeni o skuteczności technologii zabezpieczeń konstrukcji budynku planują wykorzystanie dachu budynku na umieszczenie tam różnego rodzaju urządzeń, począwszy od agregatów klimatyzacji, poprzez anteny stacji radiowych, telewizyjnych i sieci komórkowych, skończywszy na umieszczaniu elementów dekoracyjnych. W praktyce lądowanie na dachu większości „drapaczy chmur” w Polsce jest niemożliwe. W przypadku konieczności ewakuacji ludzi z dachu budynku, na którym lądowanie jest niemożliwe, jedynym sposobem jest wykonie zawisu przy krawędzi dachu. Jednak manewr taki jest bardzo trudny i czasami wręcz zagrażający bezpieczeństwu śmigłowca. Jest to spowodowane asymetrią opływu wirnika nośnego, która wynika z faktu, iż część wirnika poddawana jest oddziaływaniu strumienia odbitego od dachu (rys. 3).



Rys. 3. Symulacja opływu wirnika nośnego śmigłowca [7]

Wyniki badań aerodynamicznych (Instytut Lotnictwa w Warszawie [7]) w zakresie wpływu wysokich budynków na prędkość i kierunek wiatru pokazują, że lot w pobliżu tego typu budowli może być bardzo trudny lub wręcz ryzykowny.

Można więc stwierdzić, że ewakuacja ludzi z wysokich budynków w niektórych przypadkach będzie bardzo trudna lub wręcz niemożliwa do zrealizowania. Stąd też podjęto się próby zaprojektowania urządzenia podwieszanego pod śmigłowcem, które pozwalałby na dotarcie do dowolnego miejsca w fasadzie budynku i bezpiecznego podjęcia ratowanych osób.

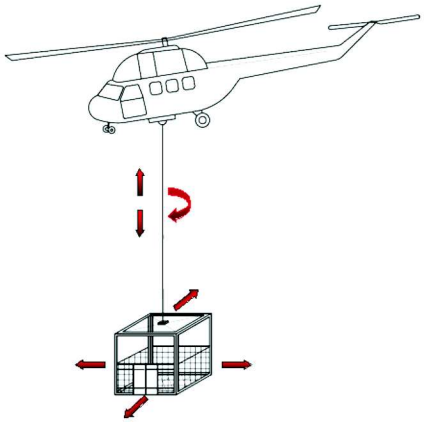
3. Koncepcja urządzenia do ratowania ludzi (UdRL)

3.1. Wymagania stawiane przed UdRL

Projektowane urządzenie otrzymało nazwę GAMA (skrótowiec od pierwszych liter nazwisk i imion autorów projektu).

Przeznaczeniem urządzenia będzie zapewnienie bezpiecznej ewakuacji do 5 osób jednocześnie z budynków o dowolnej wysokości. Przewiduje się, że możliwe będzie podjęcie na pokład UdRL osób z dowolnego miejsca, a więc zarówno z dachu, jak i z balkonów czy też okien. GAMA będzie podwieszone pod śmigłowcem, przy czym można będzie wykorzystać każdy śmigłowiec (po odpowiednim przystosowaniu go) o udźwigu conajmniej 1500 kg.

Przewiduje się, że UdRL będzie miało możliwość (w ograniczonym zakresie) samodzielnego przemieszczania się, co spowoduje, że dotarcie do pożądanego miejsca budynku nie będzie wymagało bardzo precyzyjnego sterowania położeniem przestrzennym śmigłowca (rys. 4).



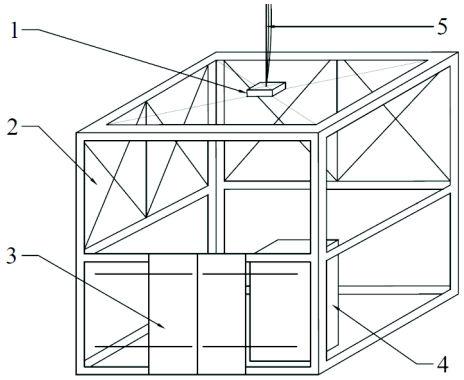
Rys. 4. Koncepcja urządzenia GAMA

Zakłada się następujące właściwości UdRL – GAMA:

- możliwość zmiany długości liny łączącej śmigłowiec z GAMA w zakresie $H_S = 10 \div 100\,\mathrm{m}$ (realizowane ze śmigłowca);
- możliwość ruchu urządzenia w pionie (realizowane przez operatora GAMA) w zakresie $H_U = \pm 10\,\mathrm{m}$;
- możliwość samodzielnego przemieszczania się urządzenia w płaszczyźnie X-Y. Maksymalne odchylenie liny od pionu wyniesie $\beta = \pm 10^\circ$. W zależności od długości liny odchylenie od pionu wyniesie $L = \pm(2 \div 19)\,\mathrm{m}$, w dowolnym kierunku;
- wykonywanie dowolnego ruchu obrotowego;
- maksymalna prędkość ruchu w dowolnym kierunku wyniesie $V_R \leqslant 3\,\mathrm{m/s}$;
- urządzenie będzie wyposażone w układ stabilizacji położenia i ruchu;
- urządzenie musi zapewniać stabilne położenie przy budynku w czasie podejmowania ratowanych osób.

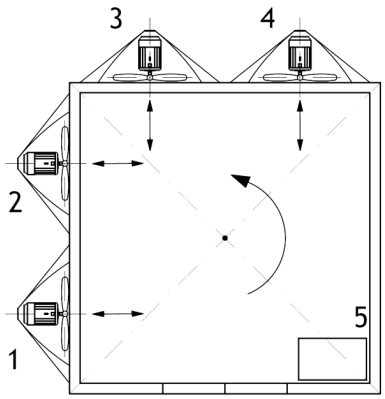
3.2. Rozwiązania konstrukcyjne UdRL

GAMA będzie prostopadłościenną klatką wyposażoną w cztery zespoły napędowe, wciągarkę, urządzenia do kotwiczenia do budynku oraz pulpit sterowniczy (rys. 5).



Rys. 5. Schemat konstrukcyjny GAMA: 1 – wciągarka, 2 – miejsce zabudowania zespołu napędowego, 3 – drzwi wejściowe, 4 – pulpit sterowniczy, 5 – lina i przewód zasilający

UdRL wyposażone będzie w cztery zespoły napędowe, które będą stanowiły śmigła o stałym kącie nastawienia napędzane silnikami elektrycznymi. Odpowiednie rozmieszczenie zespołów napędowych zapewni wymagany ruch postępowy i obrotowy urządzenia (rys. 6).



Rys. 6. Rozmieszczenie zespołów napędowych: 1 ÷ 4 – zespoły napędowe, 5 – pulpit sterowniczy

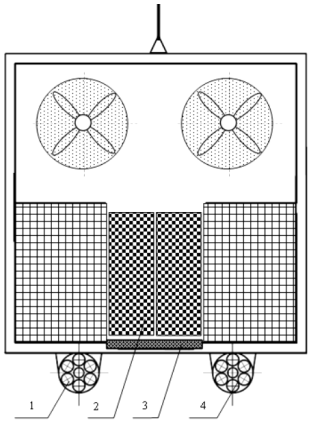
Wyposażenie śmigłowca we wciągarkę pozwoli na ustalenie położenia urządzenia (w pionie) zgodnie z potrzebami wynikającymi z geometrii budynku i umiejscowienia akcji ratowniczej. Zakłada się, że śmigłowiec będzie operował na pułapie powyżej dachu budynku, co powinno zredukować zagrożenia związane z wpływem budynku na ruch powietrza oraz wynikające z operowania śmigłowca w pobliżu elementów konstrukcyjnych budynku. Zadaniem operatora śmigłowca będzie w miarę precyzyjne ustalenie położenia całego zespołu „śmigłowiec-UdRL" w celu dotarcia do miejsca ewakuacji. Doświadczenia z dotychczas przeprowadzonych akcji ratowniczych wskazują, że najwięcej czasu zajmowało ustalenie takiego położenia śmigłowca, aby ratownik mógł podjąć ewakuowaną osobę. W przypadkach znacznego stopnia burzliwości atmosfery, a także podczas operowania śmigłowca w pobliżu przeszkód, operacja ta zajmowała szczególnie dużo czasu i nacechowana był znacznym ryzykiem. Projektowane urządzenie GAMA, dzięki zespołom napędowym oraz własnej wciągarce, będzie miało możliwość autonomicznego przemieszczania się względem śmigłowca i tym samym precyzyjnego dotarcia do miejsca ewakuacji.

Przewiduje się, że podczas akcji ratowniczej UdRL będzie obsługiwane przez dwuosobowy personel – operatora i ratownika. Zadaniem ratownika będzie oczywiście pomoc ewakuowanym

w bezpiecznym opuszczeniu budynku. Operator będzie sterował położeniem urządzenia, ustaleniem jego położenia względem budynku w czasie akcji ratowniczej oraz będzie utrzymywał stałą łączność z załogą śmigłowca. GAMA zostanie wyposażona w systemy starowania pozwalające na stabilizację ruchu z uwzględnieniem zmian położenia śmigłowca.

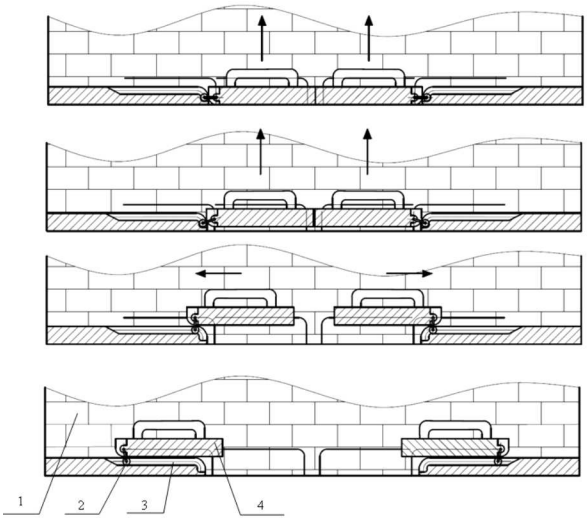
Odrębny problem stanowi rozwiązanie sposobu ustalenia położenia GAMA podczas podejmowania na pokład osób ewakuowanych. Wstępnie przewidziano dwie podstawowe metody „mocowania" UdRL do budynku:

- ustalenie położenia za pomocą wykorzystania ciągu zespołów napędowych, który będzie „dociskać" urządzenie do np. ściany budynku;
- zacumowanie urządzenia przy wykorzystaniu urządzeń mechanicznych. Może to być np. zespół, zbudowanych pod podłogą urządzeń – pneumatycznie wystrzeliwanych harpunów (rys. 7). W tym przypadku konieczne będzie rozwiązanie problemu swobody ruchu śmigłowca. Można tu rozpatrywać zastosowanie sprzęgła we wciągarce umożliwiającego ruch śmigłowca przy ustalonym położeniu GAMA.

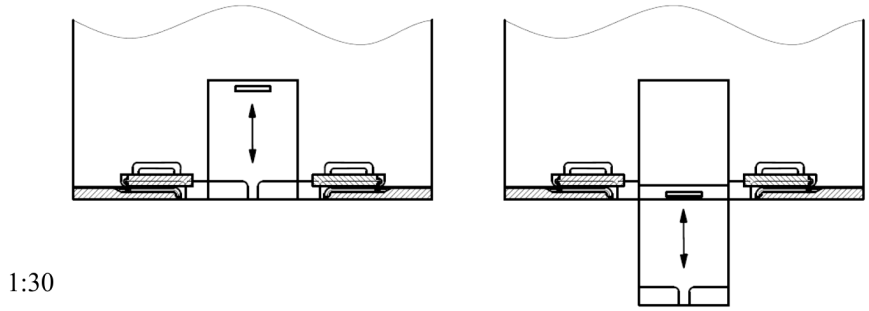


Rys. 7. Zespół pneumatycznie wyrzucanych harpunów: 1, 4 – zespół harpunów kotwiczących, 2 – drzwi, 3 – kładka

UdRl wyposażone będzie także w mechanicznie otwierane drzwi (rys. 8) oraz kładkę pozwalającą na połączenie urządzenia z budynkiem (rys. 9).



Rys. 8. Drzwi wejściowe (widok z góry): 1 – podłoga, 2 – rolki, 3 – prowadnice, 4 – drzwi



Rys. 9. Kładka ewakuacyjna (widok z góry)

Przewiduje się, że oprócz zasilania prądem elektrycznym czterech silników zespołów napędowych, zasilane energią elektryczną będą także:

- pulpit sterowniczy;
- wciągarka;
- oświetlenie wnętrza urządzenia, jak również reflektory umożliwiające oświetlenie miejsca akcji ratowniczej;
- napęd sprężarki zespołu pneumatycznie wystrzeliwanych harpunów mocujących.

Ze względu na znaczne zapotrzebowanie energii elektrycznej przewiduje się pobieranie energii elektrycznej ze śmigłowca. GAMA będzie wyposażone w akumulator stanowiący awaryjne źródło zasilania.

4. Podsumowanie

Opracowana koncepcja urządzenia GAMA do ratowania ludzi z budynków o znacznej wysokości zakłada, że śmigłowiec będzie ustalał pozycję urządzenia, ale precyzyjne osiągnięcie zamierzonego położenia względem budynku będzie realizowane przez UdRL dzięki jego możliwości autonomicznego przemieszczania się. Koncepcja użycia zespołu „śmigłowiec-GAMA" przewiduje operowanie śmigłowca powyżej dachu budynku, w związku z czym należy oczekiwać znacznego skrócenia czasu akcji oraz podniesienia poziomu bezpieczeństwa. Wydaje się jednak, że najważniejszą korzyścią z zastosowania takiego urządzenia będzie to, że pozwoli ono na dotarcie do praktycznie każdego miejsca na zewnętrz budynku i tym samym zwiększy szanse na ewakuację ludzi z miejsca zagrożenia.

W ramach projektu GAMA dotychczas zrealizowano następujące zagadnienia:

- identyfikacja zagrożeń wynikających w eksploatacji wysokich budynków;
- analiza możliwości ratowania ludzi w sytuacjach katastroficznych;
- sformułowanie założeń i wymagań stawiane przed UdRL;
- opracowanie koncepcji konstrukcyjnej UdRL;
- analiza głównych problemów związanych z projektem.

W perspektywie dalszych prac przewiduje się:

- obliczenia w zakresie dynamiki ruchu układu „śmigłowiec-UdRL";
- opracowanie systemu ustalania położenia (cumowania) urządzenia względem budynku;
- opracowanie układu sterownia autonomicznym ruchem UdRL;
- określenie parametrów ruchu zespołu „śmigłowiec-GAMA";

- dobór zespołów napędowych;
- dobór wyposażenia urządzenia;
- projekt konstrukcyjny urządzenia;
- wykonanie makiety urządzenia.

Bibliografia

1. http://skyscraperpage.com/
2. https://pl.wikipedia.org/wiki/Lista_najwy%C5%BCszych_budynk%C3%B3w_w_Europie
3. https://pl.wikipedia.org/wiki/Lista_najwy%C5%BCszych_budynk%C3%B3w_w_Polsce
4. http://www.csmonitor.com/USA/2011/0910/One-man-s-9-11-idea-to-rescue-people-from-high-rise-buildings
5. http://www.af.mil/News/Photos.aspx?igphoto=2000471879
6. http://www.lubawa.com.pl/download/lubawa-bhp.pdf
7. Kłosiński P., 2008, Wysoki problem, *Skrzydlata Polska*, **8**

The design equipment to rescue people from inaccessible areas

Despite the progress in science and technology of buildings, accidents still happen. Accidents happen due to defects in design, improper operation of buildings and natural disasters or terrorism. In the case of particullarly tall buildings, the biggest problem is the evacuation of people located at high altitude. There are cases where rescuers cannot reach the people in the target zone and can not use helicopters. The developed idea of evacuation from hard-to-reach objects is based on a unit suspended under a helicopter, which will provide the opportunity to rescue at once a few people. This device will be able to move in a limited range, regardless of the position of the helicopter.

The paper presents analysis of the possibility of rescuing people from difficult-to-reach objects. It presents concepts of construction of the equipment to rescue people from inaccessible areas, and describes technical solutions ensuring its mobility and stability.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVII 2016

SIGNAL FREQUENCY ANALYSIS OF X4 UNMANNED AERIAL VEHICLE

Marzena Mięsikowska
Kielce University of Technology, Kielce, Poland
e-mail: marzena@tu.kielce.pl
Mirosław Nowakowski, Wojciech Lorenc, Marcin Chodnicki
Air Force Institute of Technology, Warszawa, Poland
e-mail: miroslaw.nowakowski@itwl.pl; wojciech.lorenc@itwl.pl; chodnm@itwl.pl

The aim of the present study is to perform frequency analysis of the signal of X4 Unmanned Aerial Vehicle (UAV). Phantom 3 drone was used in this experiment. The UAV was equipped with four rotating propellers – X4 structure (12000 rpm/min). An acoustic signal of the drone was acquired when the recording equipment was attached to the drone and when recording equipment was in self-standing position. The drone was hovering at 50 m and later on at 100 m. After that the UAV was moving to the distance of 1 km. The signal of UAV can become a source of information based on which the object/operator can make certain decisions. It is therefore necessary to detect and recognize such objects in real time. Frequency analysis shows that some specific characteristic signal features are clearly visible in the signal even if the object is far away from the recording equipment.

1. Introduction

Unmanned Aerial Vehicles (UAV) become very popular and are more and more widely used in military service and in everyday life for, i.e., recreation, military applications or to increase the safety of citizens. UAV are increasingly used in ecological research since they are capable of making sophisticated maps and may scan terrain for forest fires [1], [2]. They can contribute to safe infrastructure maintenance and management. Often, however, these objects being in possession of civilians can become a source of danger and impact on privacy [3], [4]. In military usage, UAV are attractively seen as a possibility to counter insurgents and terrorists [5]. UAV can operate in area where human life can be endangered. Current UAVs are controlled by the operator, and the operator determines the position and flight parameters of the drone. UAV, however, can be equipped with a set of sensors, based on which UAV may become an intelligent system, move on its own, and recognize ambient sounds making decisions and provide relevant information to the operator.

Because UAV can appear in restricted areas and can become a source of information based on which the object/operator can make a certain decision, it is therefore necessary to detect and recognize such objects in real time. For this reason, an acoustic signal of the drone can be recorded. After that, the recorded signal can be analyzed in the time or frequency domain. The aim of the present study is to perform frequency analysis of the signal of X4 UAV – Phantom 3.

2. Methods

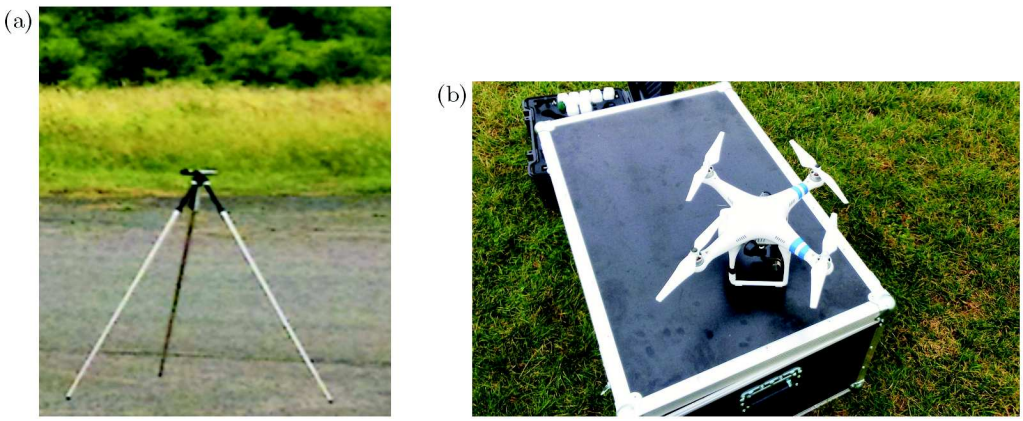
Unmanned Aerial Vehicle – the X4 UAV

The X4 UAV Phantom 3 has been used in the experiment. The X4 UAV is presented in Fig. 1. The drone was equipped with 4 rotating propellers rotating with 960 rpm/v (max RPM

is around 12000 rpm at 12.6 V). The maximum speed of the drone is 60 km/h. The ceiling to which drone operates the flights reaches 1500 m AGL.

Recording equipment and recordings

The acoustic signal of X4 UAV was recorded using Olympus LS-11 digital recorder. The sound was acquired with 44.1 kHz sampling rate and 16-bit signal resolution (mono recording). The recordings of the sound of drone were performed when the drone was hovering at 50 m and later on at 100 m, and after that when the drone was moving to the distance of 1 km. The recording equipment was self-standing and positioned according to Fig. 1.



Rys. 1. (a) The self-standing measurement equipment; (b) the X4 UAV

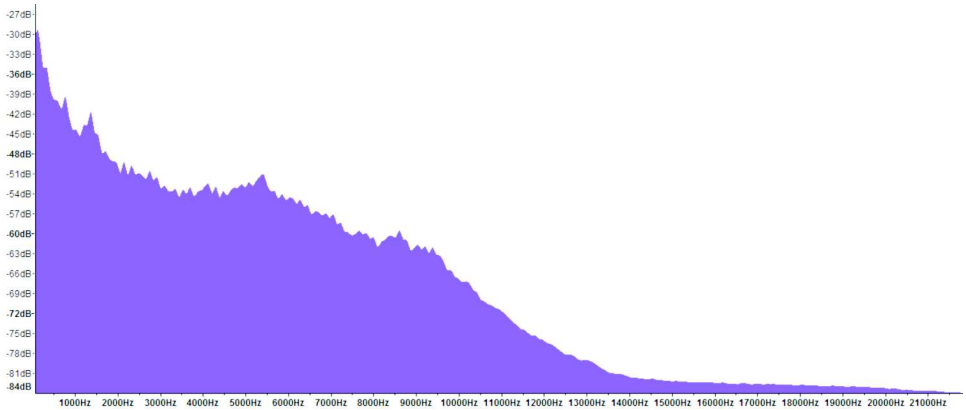
The recordings were also performed when the recording equipment was attached to the drone and the drone was hovering at 50 m and later on at 100 m.

Procedures

Frequency analysis of the signal of the X4 UAV was performed using Audacity Software. The Hamming window function was applied to the analysis.

3. Results and discussion

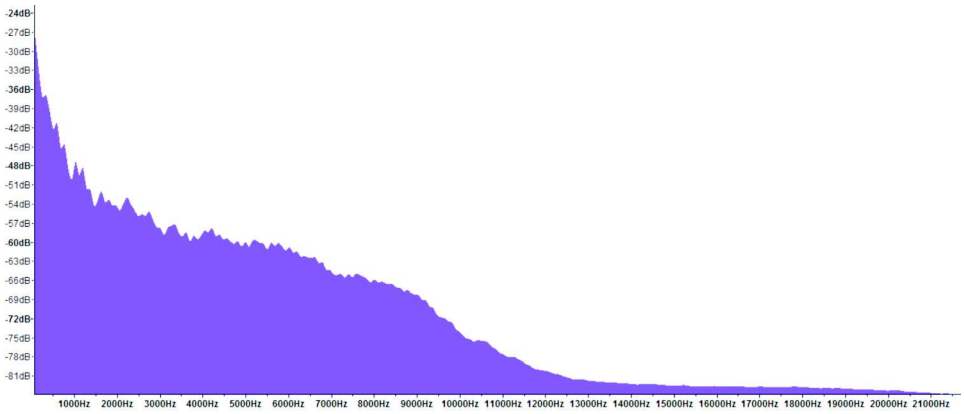
In Fig. 2, a spectrum of the X4 UAV signal at 50 m above the recording equipment is presented.



Rys. 2. The spectrum of the X4 UAV signal at 50 m over the recording equipment

As presented in Fig. 2, characteristic frequencies appear to 5500 Hz. The peaks appear around 753 Hz, 1352 Hz, 2128 Hz, 2733 Hz, 3678 Hz, 4096 Hz, and 5390 Hz.

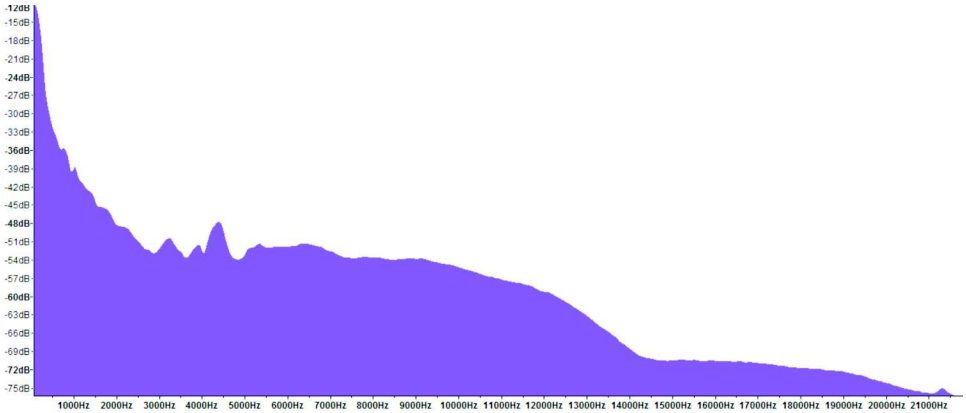
Figure 3 presents a spectrum of the X4 UAV signal at 100 m and over the recording equipment.



Rys. 3. The spectrum of the X4 UAV signal at 100 m over the recording equipment

The characteristic frequencies also appear up to 5500 Hz. The peaks occur around 500 Hz, 1017 Hz, 1614 Hz, 2221 Hz, 3322 Hz, 4190 Hz, and 5210 Hz.

Figure 4 presents a spectrum of the X4 UAV signal at 50 m when the recording equipment was attached to the drone.



Rys. 4. The spectrum of the X4 UAV signal at 50 m when the recording equipment was attached to the drone

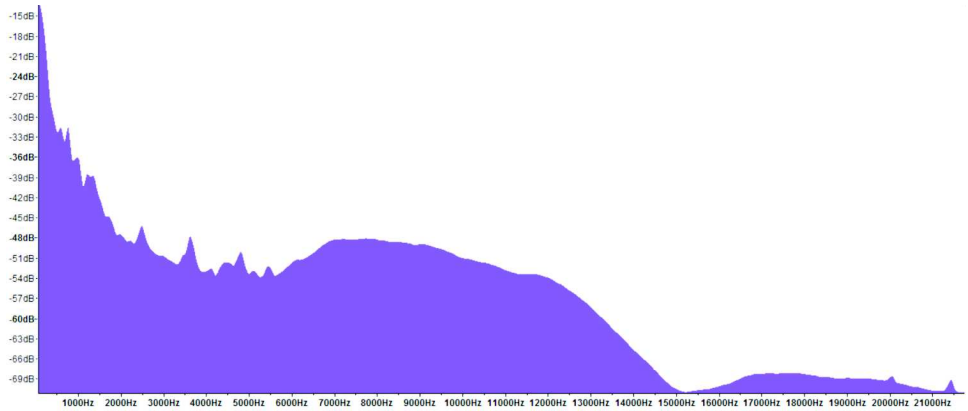
According to Fig. 4, characteristic peaks appear around 743 Hz, 1004 Hz, 3230 Hz, 3916 Hz, 4390 Hz, and 5327 Hz.

Figure 5 presents a spectrum of the X4 UAV signal at 100 m with the recording equipment attached to the drone.

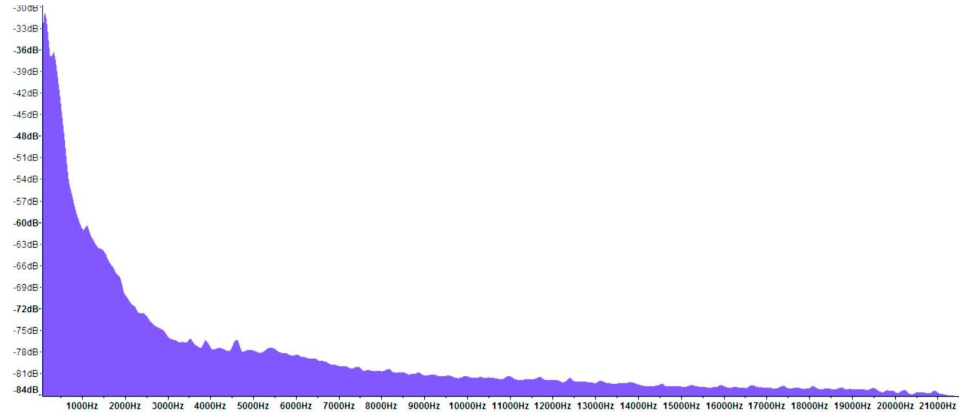
As presented in Fig. 5, characteristic frequencies appear up to 5500 Hz. The peaks can be selected around 567 Hz, 744 Hz, 978 Hz, 1218 Hz, 2477 Hz, 3619 Hz, 4795 Hz, and 5456 Hz.

Figure 6 presents a spectrum of the X4 UAV on 100m at a distance of 1km from the recording equipment.

The characteristic frequencies can be selected up to 5500 Hz but the spectrum is less stronger than the spectrum obtained for the rest cases in this experiment. The peaks appear around 310 Hz, 1092 Hz, 3511 Hz, 3877 Hz, 4608 Hz, and 5404 Hz.



Rys. 5. The spectrum of the X4 UAV signal at 100 m when recording equipment was attached to the drone



Rys. 6. The spectrum of the X4 UAV signal at 100 m at a distance of 1 km from the recording equipment

4. Conclusions

The aim of the present study is to perform frequency analysis of the signal of the X4 UAV Phantom 3. Measurements were performed with the recording equipment attached to the drone and with the self-standing recording equipment. For the measurements taken with self-standing recording equipment, the spectra were similar between 50 m and 100 m. The characteristic frequencies appeared up to 5500 Hz. For the measurements taken with the attached recording equipment to the drone, the spectra were also similar between 50 m and 100 m. The characteristic frequencies also appeared up to 5500 Hz. The spectrum of the X4 UAV on 100 m at a distance of 1 km from the recording equipment is presented. It exhibits the characteristic peaks up to 5500 Hz.

References

1. Vas E., Lescroel A., Duriez O., Boguszewski G., Gremillet D., 2015, Approaching birds with drones: first experiments and ethical guidelines, *Biology Letters*, **11**, 2

2. Greenwood F., 2015, How to make maps with drones, *Drones and Aerial Observation*, July, 355-347

3. Clarke R., Bennett Moses L., 2014, The regulation of civilian drones' impacts on public safety, *Computer Law and Security Review*, **30**, 3, 263-285

4. Hall, Abigail R., Coyne, Christopher J., 2013, The political economy of drones, *Defence and Peace Economics*, **25**, September, 445-460

5. Byman D., 2013, Why drones work, *Foreign Affairs*, **92**, 4, 32-43

Analiza częstotliwościowa sygnału bezzałogowego statku powietrznego w układzie X4

Celem pracy było przeprowadzenie analizy częstotliwościowej sygnału bezzałogowego statku powietrznego (BSP) w układzie X4. W doświadczeniu został użyty dron Phantom 3. BSP wyposażony był w cztery obracające się śmigła – układ X4 (12000 rpm/min). Sygnał akustyczny drona uzyskano, gdy urządzenie rejestrujące było dołączone do drona i gdy urządzenie rejestrujące znajdowało się w pozycji samodzielnie stojącej. Dron unosił się na wysokości 50 m, a później na wysokości 100 m, po czym BSP poruszał się na odległość 1 km. Sygnał BSP może stać się źródłem informacji, na podstawie której obiekt/operator może podejmować pewne decyzje. Konieczne jest zatem wykrywanie i rozpoznawanie takich obiektów w czasie rzeczywistym. Analiza częstotliwości wykazała, że pewne specyficzne cechy sygnału są wyraźnie widoczne w sygnale, nawet jeśli obiekt znajduje się daleko od urządzenia rejestrującego.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVII 2016

ZASOBNIK BADAWCZY ZYGMUNT-M – REALIZACJA TECHNICZNA (Projekt NCBiR nr PBS1/A9/15/2012)

Maj Mordzonek, Marcin Bryl, Stanisław Rymaszewski,
Zbigniew Jakielaszek, Maciej Białecki
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa
e-mail: maj.mordzonek@itwl.pl; marcin.bryl@itwl.pl; stanislaw.rymaszewskil@itwl.pl;
zbigniew.jakielaszek@itwl; maciej.białecki@itwl.pl

Celem projektu „Zastosowanie technik mikrofalowych do obserwacji powierzchni Ziemi" nr PBS1/A9/15/2012 było opracowanie demonstratora radaru z syntetyczną aperturą (SAR) przeznaczonego do montażu na niedużych załogowych statkach powietrznych. Do realizacji tego zadania niezbędne było zapewnienie ruchu nosiciela radaru, gdyż nie jest możliwe zbadanie radaru w warunkach naziemnych bez ruchu aparatury. Konieczne więc było opracowanie lotniczego zasobnika badawczego, który mógłby być podwieszany pod skrzydłem niedużego statku powietrznego oraz demonstratora radaru z syntetyczną aperturą przeznaczonego do montażu na niedużych załogowych statkach powietrznych. W celu uproszczenia prac związanych z konstruowaniem lotniczego zasobnika i demonstratora radaru wykorzystano stelaż zasobnika MARS S-1 z elementami podwieszenia. Taki wybór zdeterminowany był rodzajem belki podwieszenia nosiciela badawczego. Wyniki uzyskane w projekcie należy uznać za pozytywne i będące dobrą bazą do dalszych prac nad krajowym radarem SAR dla niewielkich BSP. Praca została wykonana ze środków NCBiR, projekt nr PBS1/A9/15/2012.

1. Przeznaczenie zasobnika

Prototypowy samolotowy zasobnik ZYGMUNT-M jest przeznaczony do zabudowy i przeprowadzenia badań radarowego systemu mikrofalowego zobrazowania powierzchni Ziemi o nazwie uSAR z wykorzystaniem latającego laboratorium ITWL [1] , [2], [5].

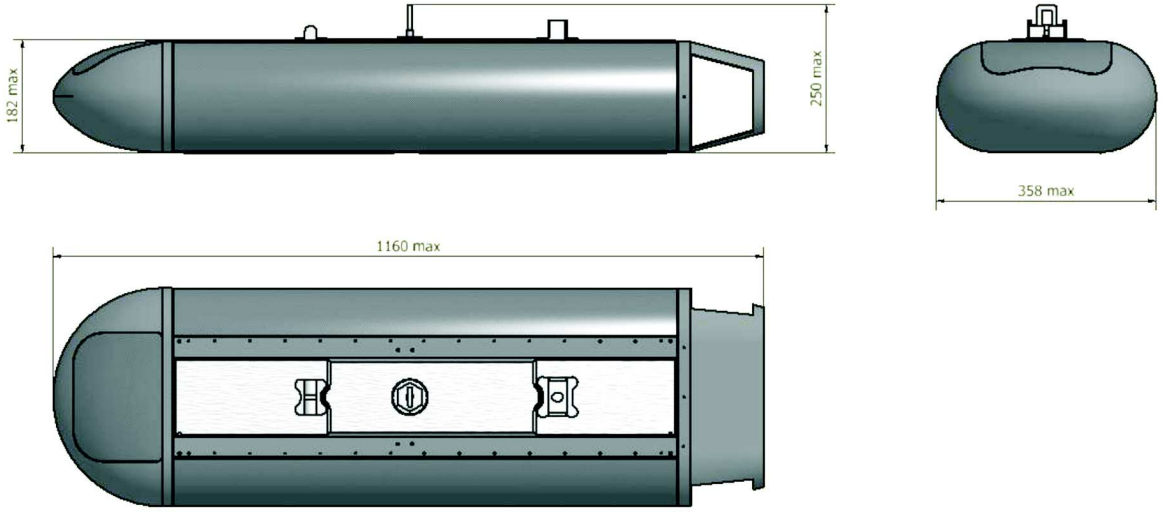
2. Założenia projektowe

Głównym zadaniem koniecznym do zrealizowania projektu było wykonanie autonomicznego zasobnika mogącego pomieścić urządzenia niezbędne dla działania radaru uSAR z wymiarami dostosowanymi do BSP o udźwigu do 15 kg.

W celu uproszczenia prac związanych z konstruowaniem lotniczego zasobnika do demonstratora radaru uSAR postanowiono do jego budowy wykorzystać samolotową wyrzutnię rakiet MARS S-1. Dodatkowo przyjęto poniższe założenia dotyczące jego konstrukcji:

- maksymalna długość 120 cm,
- średnica 35 cm,
- maksymalna masa całkowita z wyposażeniem 30 kg,
- możliwość podwieszenia na standardowej belce samolotu Iskra.

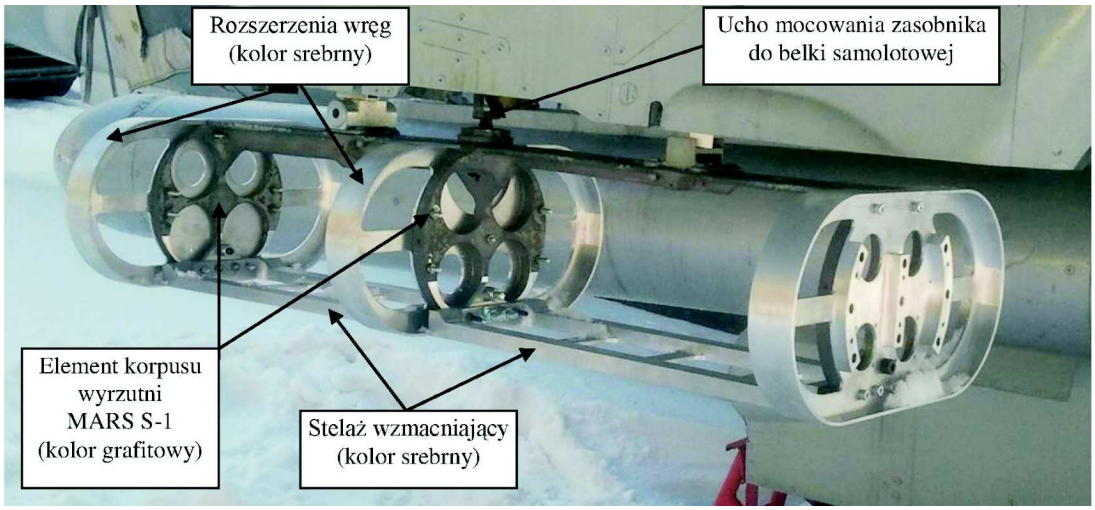
Przyjęto również, że w zasobniku ZYGMUNT-M powinno znajdować się kilka oddzielnych przedziałów, mogących pomieścić urządzenia systemu radarowego oraz dodatkowe elementy wspomagające pracę uSAR [1], [2], [3].



Rys. 1. Wymiary zasobnika ZYGMUNT-M

3. Realizacja zasobnika ZYGMUNT-M dla radaru uSAR

Zasobnik zaprojektowano na bazie samolotowej wyrzutni pocisków rakietowych MARS S-1. Do prac wykorzystano część korpusu wyrzutni zawierającą elementy umożliwiające podwieszenie pod belką samolotową. W celu wzmocnienia konstrukcji zasobnika zaprojektowano dodatkowy stelaż. Koniecznym było również zwiększenie pojemności zasobnika. Średnica wyrzutni MARS S-1 wynosiła 170 mm, co znacznie ograniczyłoby ilość miejsca wewnątrz projektowanego zasobnika. Dodatkowe elementy wspomagające pozwoliły na powiększenie wewnętrznej przestrzeni. Osiągnięto to poprzez zmianę kształtu wręg z owalnej na eliptyczną. Dzięki temu dwukrotnie zwiększono szerokość zasobnika w stosunku do szerokości wyrzutni MARS S-1. Wszystkie opisane elementy konstrukcyjne zasobnika przedstawiono na rysunku 2.



Rys. 2. Stelaż zasobnika ZYGMUNT-M wraz z elementami mocowania zasobnika do belki

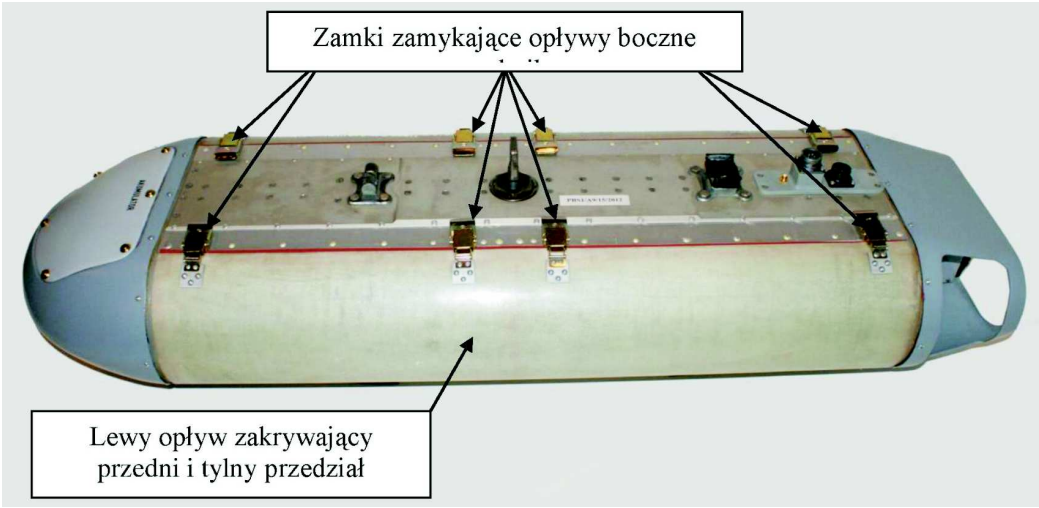
Po wykonaniu i zmontowaniu opisanych elementów przeprowadzono próby podwieszenia konstrukcji nośnej zasobnika. W czasie naciągania elementu mocującego zasobnik do belki samolotowej (ucha) pojawiło się ugięcie konstrukcji. W konsekwencji zdecydowano o zaprojektowaniu dodatkowej nakładki usztywniającej, która pozwoli na „zamknięcie" konstrukcji stelaża od góry. Po wykonaniu i zamontowaniu nakładki usztywniającej nie stwierdzono w dalszych próbach ugięć stelaża zasobnika.

W kolejnych etapach budowy zasobnika zaprojektowano opływy: przedni, boczne oraz tylny. Opływy zostały wykonane z maty węglowej w technologii kompozytowej. Pozwoliło to na ograniczenie wagi elementów oraz zminimalizowało wpływ materiału na zakłócenia sygnału radarowego.

W opływie przednim znajduje się przedział akumulatora. Na wręgze numer 1 zamontowano podstawę dla akumulatora, stycznika 12 V oraz bezpiecznika automatycznego i diody separującej. Aby otworzyć ten przedział, należy odkręcić sześć śrub zabezpieczających z pokrywy oraz delikatnie unieść ją ku górze. Na rysunku 3 pokazano opływ przedni z klapką zamykającą przedział akumulatora.

Rys. 3. Widok opływu przedniego z przedziałem akumulatora

W części środkowej zasobnika znajdują się dwa przedziału dedykowane dla elementów systemu uSAR. Dostęp do tych przedziałów zapewniają uchylne opływy boczne – zarówno z prawej, jak i lewej strony. Opływy te zamykane są od góry na 4 zamki każdy. Z dołu zamocowane są za pomocą zawiasów. Opływy wykonane są symetrycznie z lewej i prawej strony zasobnika. Szczegółowe opisy konstrukcji zasobnika umieszczono w dokumentacji opisowej i konstrukcyjnej [2], [4], [6].



Rys. 4. Widok zasobnika ze strony lewego opływu przedziału przedniego i tylnego

W części tylnej zasobnika (w opływie tylnym) wykonano przedział dla kamery oraz pulpitu sterującego. Przewidziano tam także miejsce dla zasilacza radaru uSAR. Na bokach opływu

tylnego wykonano wizjery dla obiektywu kamery. Tylna część opływu także ma charakter otwarty. Pozwala to na rejestrowanie obrazu po obu bokach zasobnika, jak również z tyłu. Drugą zaletą tego rozwiązania jest możliwość szybkiego dostępu do pulpitów sterujących.

Wadą takiego rozwiązania jest konieczność zapewnienia hermetycznych obudów dla urządzeń znajdujących się w tylnym opływie, a także większe opory niż przy zastosowaniu elementów szczelnie zamkniętych. Tylny opływ przedstawiono na rys. 5.

Rys. 5. Widok tylnego opływu z pulpitem sterującym pracą systemu (szczegółowy opis konstrukcji zasobnika umieszczono w dokumentacji opisowej i konstrukcyjnej [6])

4. Wyposażenie badawcze zasobnika

Zasobnik, zgodnie ze swoim przeznaczeniem, został wyposażony w mikrofalowy system radarowy do obserwacji powierzchni Ziemi uSAR. Elementy tego systemu rozmieszczono w poszczególnych przedziałach zasobnika.

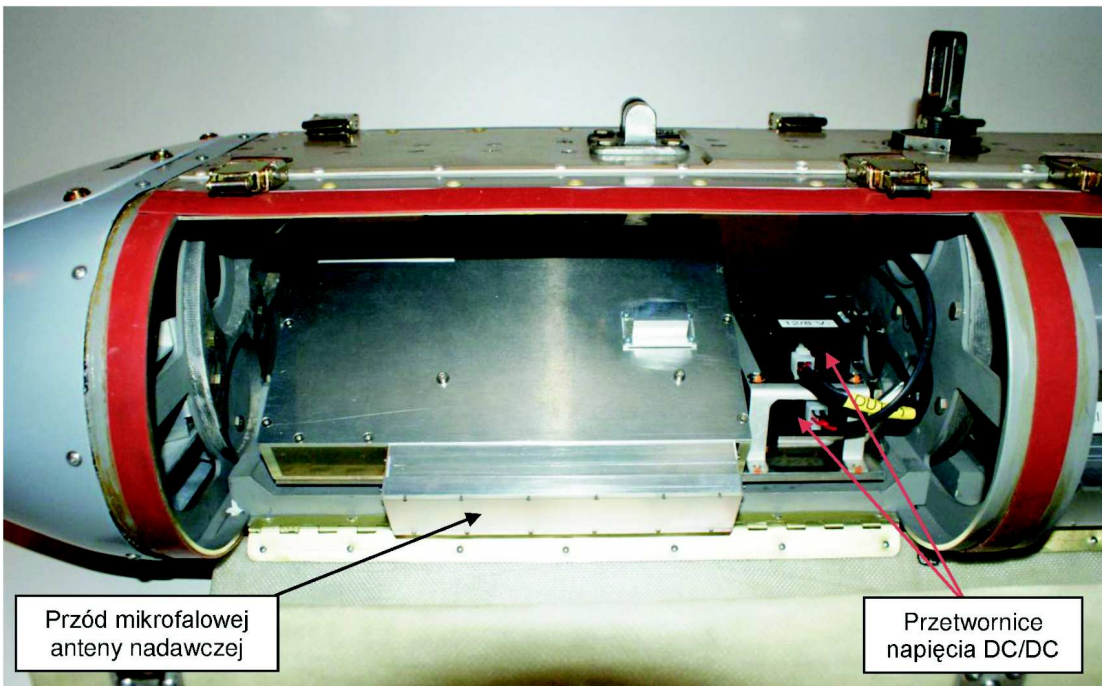
Przy rozmieszczaniu elementów wewnątrz zasobnika i wykonywaniu związanych z tym prac projektowych konieczne było spełnienie kilku warunków wynikających z zasad działania uSAR, jak i z budowy zasobnika.

Pierwszym z warunków było umieszczanie urządzeń jak najbliżej miejsca mocowania zasobnika do belki (tzw. ucha). Warunek ten wynika z konieczności maksymalnego ograniczenia momentów zginających działających na konstrukcję zasobnika. Ze względu na stosunkowo ograniczoną przestrzeń wewnątrz zasobnika warunek ten był trudny w realizacji. Dołożono jednak wszelkich starań, aby zminimalizować wpływ rozkładu masy poszczególnych elementów systemu uSAR na wielkość momentów zginających zasobnik podczas lotu.

Drugi z warunków, wynikający z pracy anten uSAR, to odległość między anteną nadawczą a zespołem anten odbiorczych oraz kąt ustawienia anten. Aby zapobiec wzajemnemu zakłócaniu się anten, należało zachować pomiędzy nimi odległość co najmniej 10 cm. Zarówno antena nadawcza, jak i anteny odbiorcze miały być ustawione w jednej płaszczyźnie pod kątem 30° poniżej płaszczyzny poziomej. Warunki te udało się spełnić dzięki możliwości umieszczenia anten w różnych przedziałach zasobnika. Antenę nadawczą zamontowano na specjalnej podstawie w przednim przedziale zasobnika. Zespół anten odbiorczych umiejscowiono w tylnym przedziale zasobnika. Pozwoliło to na odseparowanie części nadawczych od odbiorczych na odległość około 16 cm. Odpowiedni kąt ustawienia anten uzyskano dzięki specjalnym, dedykowanym do tego celu, podstawom. Wolną przestrzeń pozostałą po umieszczeniu anten wykorzystano między innymi na zabudowę dwóch przetwornic napięcia stałego.

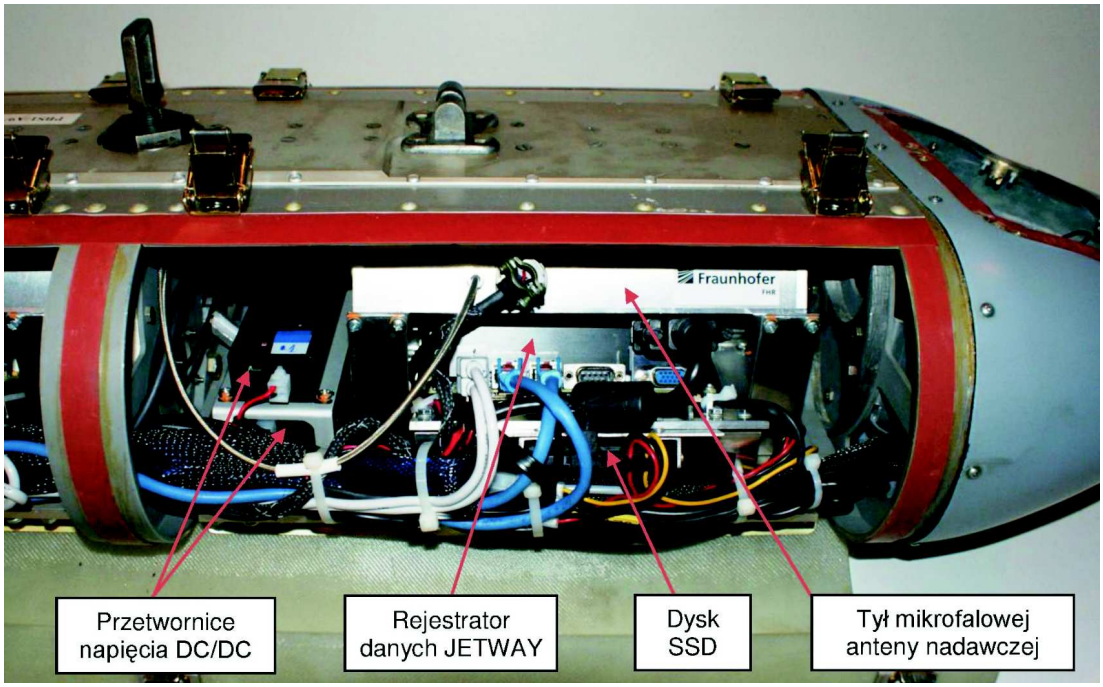
Na rysunku 6 pokazano rozmieszczenie elementów systemu uSAR w przednim przedziale (widok z lewej strony). W części środkowej przedziału widzimy element nadawczy anteny emitującej

sygnał radarowy. Po prawej stronie umieszczono dwie przetwornice DC/DC, mające za zadanie stabilizować poziom napięcia zasilającego poszczególne bloki systemu.



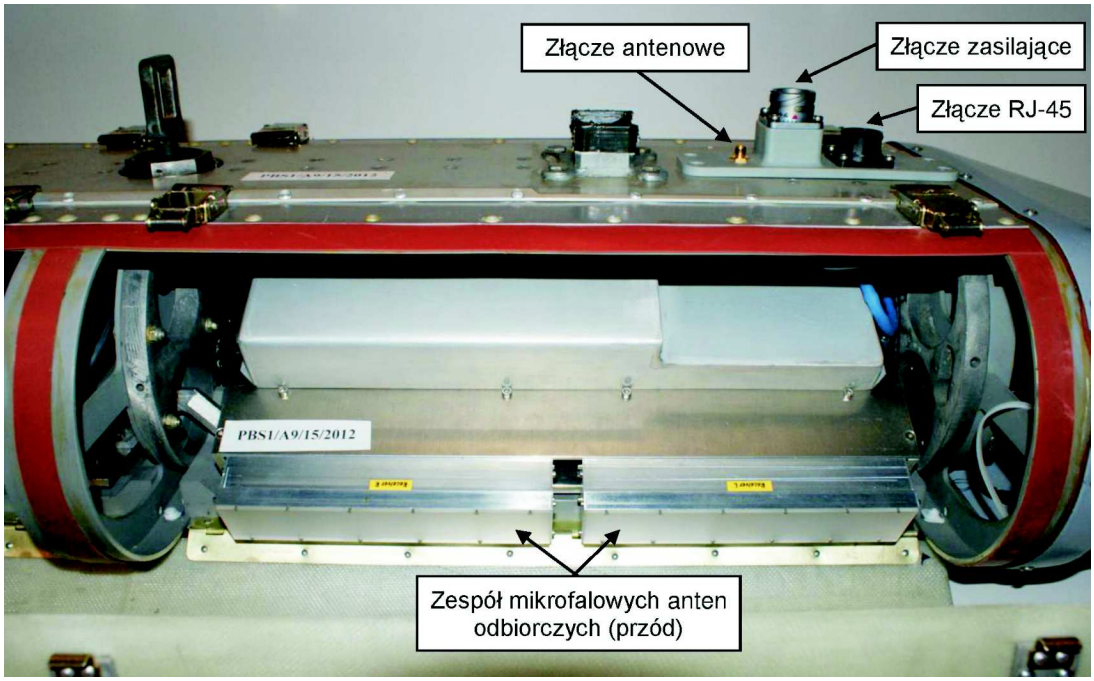
Rys. 6. Widok z lewej strony przedniego przedziału z wyposażeniem

Na rysunku 7 – widok przedziału przedniego z prawej strony – oprócz anteny nadawczej można wyróżnić kilka kolejnych urządzeń będących integralną częścią systemu uSAR. Możemy tu wymienić: rejestrator danych JETWAY oraz dysk SSD. Oprócz tego w przedziale umieszczono wiązki zasilające i sygnałowe systemu uSAR.

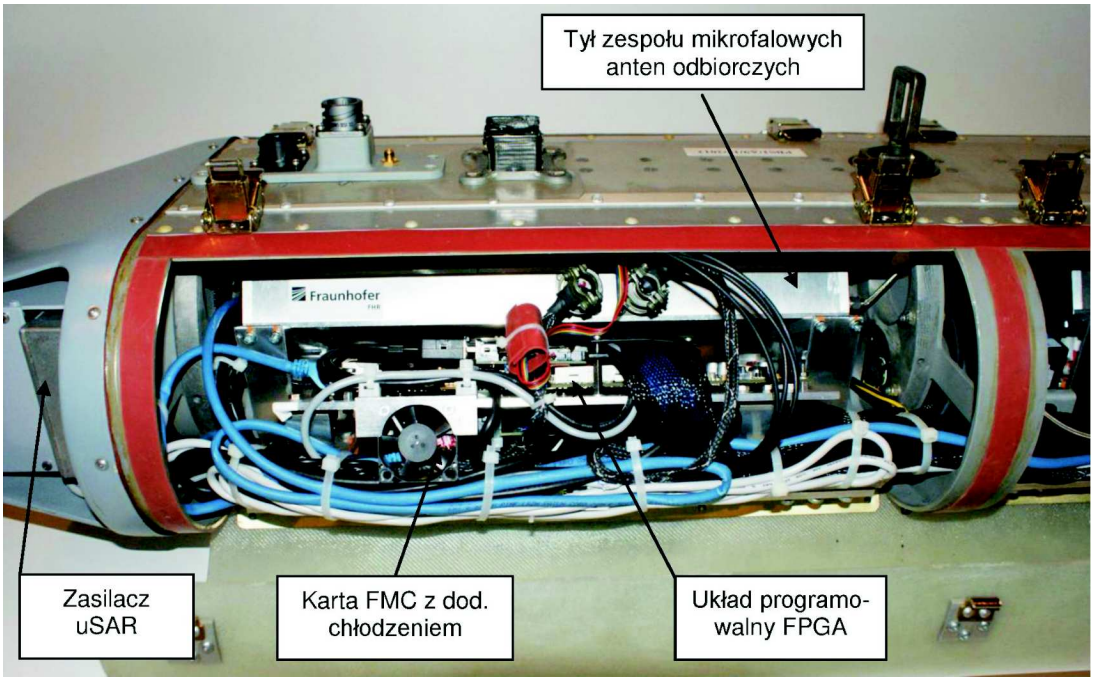


Rys. 7. Widok z prawej strony przedniego przedziału z wyposażeniem

Na rysunku 8 pokazano tylny przedział wyposażenia zasobnika (z lewej strony). Widać tu części odbiorcze zespołu anten mikrofalowych. Są one umieszczone w jednej płaszczyźnie razem z anteną nadawczą pokazaną na rysunku 5. Na rysunku 8 oznaczono również złącza zabudowane na nakładce usztywniającej służące zasilaniu, podłączeniu anteny GPS oraz komunikacji (złącze RJ-45) z urządzeniami poza zasobnikiem.



Rys. 8. Widok z lewej strony tylnego przedziału z wyposażeniem

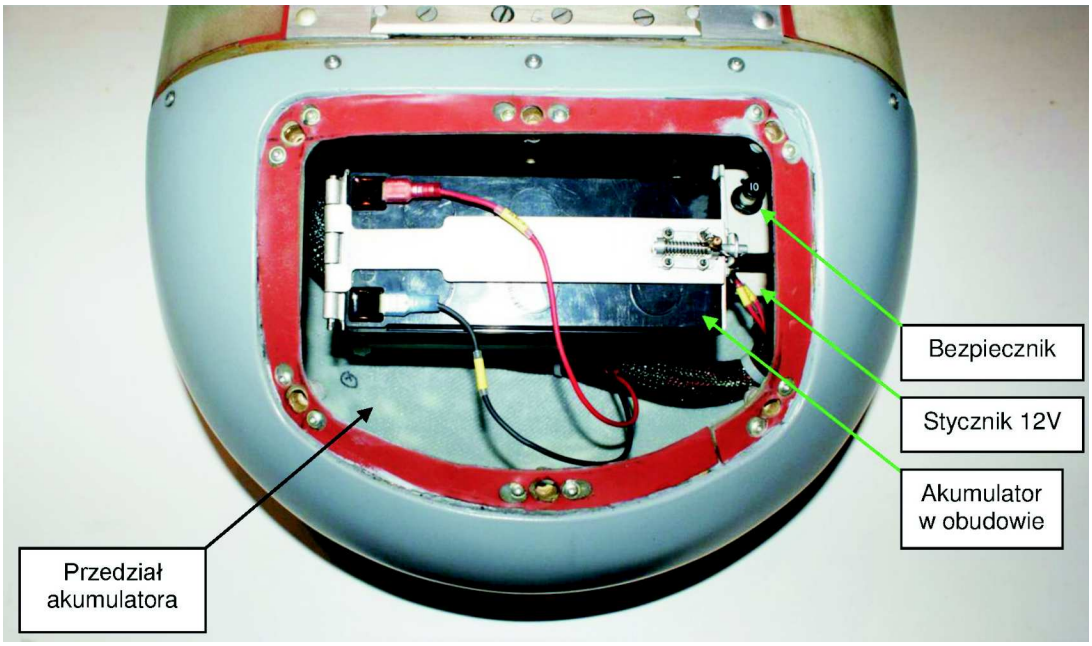


Rys. 9. Widok z prawej strony tylnego przedziału z wyposażeniem

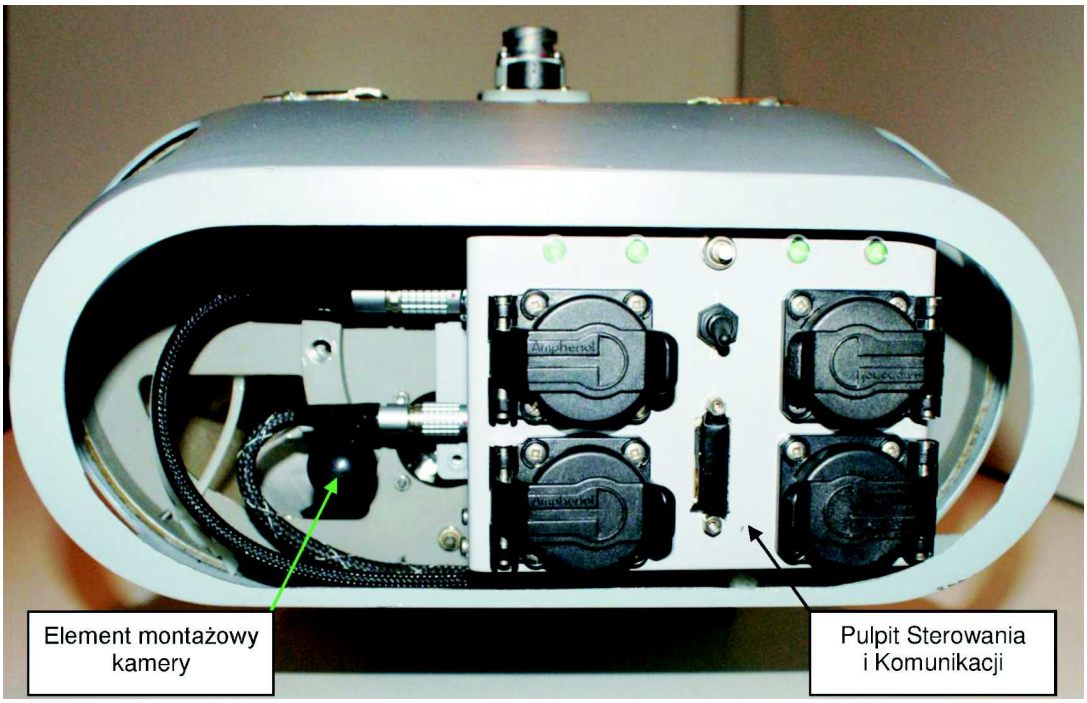
Na rysunku 9 pokazano tylny przedział zasobnika z prawej strony. Oprócz zespołu mikrofalowych anten odbiorczych oznaczono także układ programowalny FPGA, wykorzystywany do

wstępnego przetwarzania odebranych sygnałów, wraz z dodatkową kartą FMC. Karta ta ze względu na generowanie znacznej temperatury w czasie pracy otrzymała dodatkowe zewnętrzne chłodzenie. Na rysunku tym oznaczono także zasilacz radaru uSAR. Zasilacz umieszony został w obrębie opływu tylnego poza omawianym przedziałem zasobnika.

Na rysunku 10 pokazano przedział akumulatora w opływie przednim. W tej części zasobnika zabudowana została podstawa dla akumulatora, bezpiecznika zabezpieczającego pracę baterii oraz przekaźnik 12 V.



Rys. 10. Widok przedziału akumulatora z wyposażeniem



Rys. 11. Widok przedziału tylnego opływu z wyposażeniem (szczegółowy opis konstrukcji zasobnika umieszczono w dokumentacji opisowej i konstrukcyjnej [6])

Na rysunku 11 przedstawiającym wnętrze opływu tylnego oznaczono Pulpit Sterowania i Komunikacji (PSK). PSK jest zamontowany razem z zasilaczem uSAR. Obok pulpitu pokazano element służący mocowaniu kamery. Do tego celu wykorzystano system RAM, który umożliwia regulację położenia kamery w sposób swobodny.

5. Zabudowa na samolocie

W pierwszej wersji próby miały być przeprowadzone na samolocie z belką S1, do której miał być montowany zasobnik ZYGMUNT-M. Ze względu na zmianę nosiciela zasobnika konieczne było jednak opracowanie rozwiązania ekwiwalentnego.

W celu zrealizowana badań ze względu na konstrukcję nowego nośnika radaru konieczne było stworzenie dodatkowych elementów pozwalających w sposób pewny i bezpieczny podwiesić zasobnik. Element montażowy miał być ekwiwalentem belki podskrzydłowej, której samolot Wilga PZL-104 nie posiada. Zaprojektowano i wykonano go tak, aby podsiadał cechy funkcjonalne oryginału.

W celu zamontowania zasobnika radaru uSAR na specjalnym podwieszeniu na pokładzie samolotu Wilga PZL-104 konieczne było zaprojektowanie i wykonanie zespołu elementów mechanicznych. Wytworzony element montażowy musiał zapewnić bezpieczne podwieszenie zasobnika w wybranym miejscu. W szczególności, element montażowy musiał spełniać następujące warunki:

- być odpornym na przeciążenia występujące podczas lotów badawczych,
- być odpornym na drgania występujące podczas lotu,
- zapewnić pewne zamocowanie zasobnika,
- umożliwić wykorzystanie elementów montażowych zasobnika bez konieczności zmian konstrukcyjnych,
- umożliwić wykorzystanie specjalnego podwieszenia jako konstrukcji łączącej element montażowy z płatowcem,
- nie ograniczać możliwości ruchowych i widoczności pilota,
- nie ograniczać dostępu do przyrządów pokładowych,
- zapewnić dostęp do urządzeń zabudowanych w zasobniku.

Wykonany element montażowy zasobnika radaru uSAR umożliwia zabudowę zasobnika na specjalnym podwieszeniu na pokładzie samolotu PZL-104 Wilga.

Na zdjęciu na rys. 12 pokazano element montażowy połączony z podwieszeniem.

6. Podsumowanie

Celem głównym projektu „Zastosowanie technik mikrofalowych do obserwacji powierzchni Ziemi" nr PBS1/A9/15/2012 nie było opracowanie zasobnika badawczego, ale opracowanie demonstratora radaru z syntetyczną aperturą (SAR) przeznaczonego do montażu na niedużych załogowych statkach powietrznych. Aby go zrealizować, konieczne było opracowanie lotniczego zasobnika badawczego, który mógłby być podwieszany pod skrzydłem niedużego statku powietrznego.

Zasobnik ZYGMUNT-M został zaprojektowany i wykonany jako autonomiczny zestaw pomiarowo-rejestracyjny zabudowany w zwartej obudowie. Zasobnik można zamontować do elementów struktury dowolnego statku powietrznego mogącego poruszać się z prędkością do 150 km/h poprzez specjalizowaną belkę podwieszenia.

Rys. 12. Element montażowy zasobnika ZYGMUNT-M w zespole z podwieszeniem

Rys. 13. Zasobnik ZYGMUNT-M – widok z lewej strony burty samolotu

Rys. 14. Zasobnik ZYGMUNT – widok z prawej strony burty samolotu (szczegółowe opisy konstrukcji zabudowy zasobnika umieszczono w dokumentacji opisowej i konstrukcyjnej [6])

Zasobnik może pracować autonomicznie, ze względu jednak na jego niewielkie wymiary część aparatury kontrolno-pomiarowej umieszczono na pokładzie statku powietrznego.

Zrealizowany projekt zasobnika okazał się niedrogim i skutecznym narzędziem umożliwiającym badania aparatury dla bezzałogowych statków powietrznych na etapie B+R. Wyniki uzyskane w projekcie należy uznać za pozytywne i będące dobrą bazą do dalszych prac nad aparaturą specjalną dla niewielkich BSP.

Bibliografia

1. *Założenia techniczne demonstratora radarowego systemu zobrazowania powierzchni Ziemi za pomocą technik mikrofalowych*, Oprac. zb. ITWL 2012
2. *Projekt samolotowego zasobnika badawczego systemu radarowego do obserwacji powierzchni Ziemi z zastosowaniem technik mikrofalowych*, Oprac. zb. ITWL 2013
3. *Wpływ samolotowego zasobnika badawczego radaru uSAR na charakterystyki eksploatacyjne latającego laboratorium ITWL-Sonex*, Oprac.zb. ITWL 2013
4. *Weryfikacja zgodności wykonania elementów samolotowego zasobnika badawczego radaru uSAR z dokumentacja konstrukcyjną*, Oprac. Zb. ITWL 2014
5. Mordzonek M., Nowakowski M., Bryl M.,Krzonkalla J., Jakielaszek Z., Kulpa K., Samczyński P., Malanowski M., Gromek D., 2014, Samolotowy zasobnik badawczy dla potrzeb obserwacji powierzchni ziemi przez zastosowanie technik mikrofalowych, [W:] *Mechanika w lotnictwie, ML-XVI 2014*, K. Sibilski (red.), PTMTS, Warszawa, ISBN 978-83-932107-3-2, str. 253-262
6. *Przygotowanie do przeprowadzenia testów sprawdzających w locie zabudowę zasobnika i radaru uSAR na specjalnym podwieszeniu na pokładzie samolotu PZL-104 WILGA*, Oprac. zb. ITWL 2015

Experimental container (POD) ZYGMUNT-M – technical realization (Projrct NCBiR no. PBS1/A9/15/2012)

The purpose of the project „Application of microwave techniques for observing the land surface" no. PBS1/A9/15/2012 was developing a radar demonstrator with a synthetic aperture (SAR) intended for installing on small manned aerial vehicles. Therefore, for the realization of this task, it was essential to provide motion of the radar carrier, because it was impossible to test the radar in overland conditions without motion of the apparatus. Thereupon, it was necessary to develop an aeronautical experimental container (POD), which might be hung under awing of a small aerial vehicle and under the radar demonstrator with a synthetic aperture intended for assembling in small manned aerial vehicles. In order to facilitate the work connected with constructing an aeronautical POD as well as radar demonstrator, a chassis of the accumulator Mars S-1 with suspension elements was applied. Such a choice was determined by the requirement resulting from the type of traverse of the experimental carrier suspension. The results of the project can be considered positive and they constitute a good basis for further work on the SAR radar for a small UAV. The study was realized within NCBiR funds, project no. PBS1/A9/15/2012.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVII 2016

uSAR – SAMOLOTOWY RADAR Z SYNTETYCZNĄ APERTURĄ, REALIZACJA SPRZĘTOWA (ProjektNCBiR nr PBS1/A9/15/2012)

Maj Mordzonek, Jarosław Krzonkalla
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa
e-mail: maj.mordzonek@itwl.pl; jaroslaw.krzonkalla@itwl.pl
Damian Gromek, Piotr Samczyński, Krzysztof Kulpa, Jędrzej Drozdowicz
Politechnika Warszawska, Instytut Systemow Elektronicznych
e-mail: dgromek@elka.pw.edu.pl; psamczyn@elka.pw.edu.pl; kulpa@elka.edu.pl; jdrozdowicz@elka.edu.pl

Celem projektu było opracowanie demonstratora radaru z syntetyczną aperturą (SAR) przeznaczonego do montażu na niedużych załogowych statkach powietrznych. W ramach projektu planowane było opracowanie radaru krótkiego zasięgu (5÷6 km) o rozdzielczości minimum 50 cm×30 cm. Istotnymi ograniczeniami technicznymi projektowanego radaru były: waga, wielkość, pobór prądu. Opracowany demonstrator radaru SAR składa się z następujących elementów: mikrofalowy zestaw nadawczo-odbiorczy (ang. *analog front-end*), blok wstępnej obróbki sygnału, blok transmisji danych, blok odbioru danych, blok przetwarzania końcowego SAR. Wynikiuzyskane w projekcie należy uznać za pozytywne i będące dobrą bazą do dalszych prac nad krajowym radarem SAR dla niewielkich BSP.
Praca wykonana ze środków NCBiR, projekt NCBIR nr PBS1/A9/15/2012.

1. Wprowadzenie

Celem projektu było opracowanie samolotowego demonstratora radaru z syntetyczną aperturą krótkiego zasięgu (5÷6km), o rozdzielczości 50 cm×30 cm, przeznaczonego do uzyskania radarowej mapy terenu niezależnie od pory dnia i warunków pogodowych, przeznaczonego do montażu na niedużych bezzałogowych statkach powietrznych (BSP).

Projekt zrealizowano ze środków Narodowego Centrum Badań i Rozwoju (NCBiR) w ramach I PBS pt: „Zastosowanie technik mikrofalowych do obserwacji powierzchni Ziemi".

Wykonany demonstrator radaru z syntetyczną aperturą (uSAR) zabudowano w zasobniku badawczym ZYGMUNT-M i następnie testowano w locie z wykorzystaniem samolotu PZL-104 Wilga. System radarowy zamontowano w zasobniku pod kadłubem samolotu na specjalnym podwieszeniu.

Istotnymi ograniczeniami technicznymi dla zaprojektowanego systemu były masa oraz wymiary aparatury. Według założeń radar powinien charakteryzować się małą masą własną (poniżej 10 kg) oraz niewielkimi gabarytami [1], [2].

2. Konfiguracja sprzętowa demonstratora radaru SAR

Demonstrator radaru uSAR składa się z następujących podzespołów:

- Mikrofalowy zestaw nadawczo-odbiorczy (ang. *analog front-end*) zawierający jeden tor nadawczy, dwa tory odbiorcze oraz układ DDS, będący źródłem sygnału b.w.cz. o liniowej modulacji częstotliwości o paśmie 1 GHz.

- Blok rejestracji i wstępnej obróbki sygnału (w module powietrznym) z 14 bitowymi przetwornikami analogowo-cyfrowymi (A/C) (płytka FMC150), układem wstępnego przetwarzania opartego o układy FPGA oraz komputer przemysłowy typu PC.
- Blok przetwarzania SAR (w module naziemnym). Komputer typu PC wyposażony w jednostkę obliczeniową GPU (ang. *Graphical Processing Unit*) wykonaną w technologii CUDA.
- Bloki transmisji (część lotnicza) i odbioru (część naziemna) danych po WiFi (nie stanowi części składowej radaru).

Dla celów testowania systemu blok wstępnej obróbki sygnału oraz blok przetwarzania SAR mogą zostać połączone bezpośrednio z pominięciem bloków transmisji i odbioru danych, umożliwiając uniezależnienie testów od warunków transmisji danych w wolnej przestrzeni [1], [2], [3].

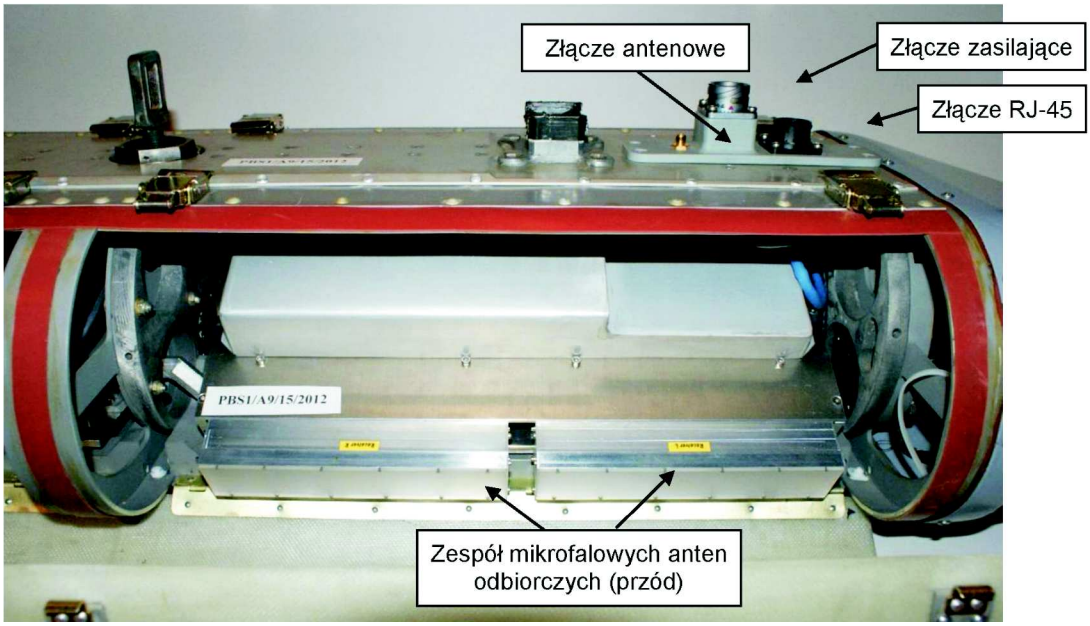
3. Mikrofalowy zestaw nadawczo-odbiorczy

Mikrofalowy zestaw nadawczo-odbiorczy (ang. *analog front-end*) składa się z jednego kanału nadawczego oraz dwóch kanałów odbiorczych. Ze względów ekonomiczno-technicznych wybrano tryb pracyz modulacją FMCW. Został on zaprojektowany ze szczególnym zwróceniem uwagi na poziom szumów oraz stałość fazy sygnału w całym paśmie pracy. Jest to bardzo istotne ze względu na możliwość uzyskania zobrazowań SAR o wysokiej rozdzielczości. Do uzyskania wysokiej rozdzielczości w jakieś odległości konieczne jest szerokie pasmo częstotliwości pracy radaru (pasmo emisji sygnału radarowego).

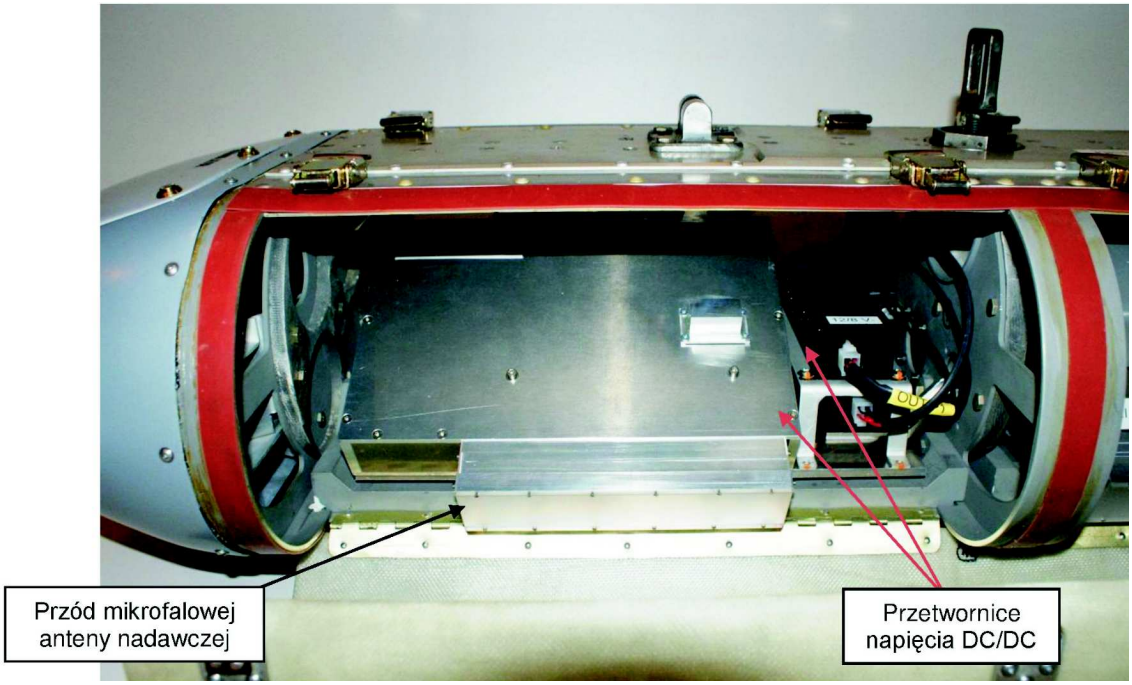
Przykładowo, aby uzyskać rozróżnialność 50 cm, konieczne jest zapewnienie emisji sygnału radarowego o paśmie minimum $B_{min} = 350$ MHz, natomiast dla rozróżnialności 15 cm konieczne jest zapewnienie emisji sygnału radarowego o paśmie minimum $B_{min} = 1000$ MHz. Zgodnie z właściwymi przepisami, dostępne jest stosunkowo szerokie (do 2,6 GHz) pasmo cywilno-rządowe o przeznaczeniu RADIOLOKALIZACJA dla częstotliwości z zakresu 33,40 GHz÷36 GHz. Wadą tego pasma jest niska dostępność specjalizowanych elementów typu COTS (ang. *Commercial Off-The-Shelf*). Ponieważ w naszym kraju dostęp do tej technologii jest ograniczony, zdecydowano się na podjęcie współpracy z Instytutem Badawczym Fraunhofer – FHR, który dysponuje technologią pozwalającą na opracowanie analogowego front-end radaru pracującego z częstotliwością 35 GHz.

Tabela 1. Parametry demonstratora zestawu mikrofalowego radaru SAR

Częstotliwość fali nośnej	35 GHz
Pasmo pracy	1 GHz
Emitowana moc	2,5 W
Rodzaj modulacji	FMCW
Szerokość wiązki antenowej: w elewacji w azymucie	 3,3° 15°
Moduł DDS	Możliwość generacji minimum 16 różnych zestawów sygnałów zdefiniowanych przez użytkownika, PRF=1, 2 lub 4 kHz, pasmo 250, 500, 750 i 1000 MHz
Wymiary anteny (w/sz/gł)	ok. 3,5 cm/16,5 cm/10 cm
Masa	ok. 6 kg



Rys. 1. Anteny odbiorcze radaru uSAR



Rys. 2. Antena nadawcza radaru uSAR

3.1. Wymagania dla układu nawigacji i kompensacja niedokładności ruchu platformy

W celu uzyskania poprawnego zobrazowanie SAR dla każdego sondowania radarowego z dokładnością do jednej czwartej długości wykorzystywanej w radarze fali nośnej ($\lambda/4$) musi być zapewnione określenie położenia platformy z radarem. W praktyce sondowania generowane są z okresem powtarzania ok. 1 ms. W przypadku radaru SAR pracującego na częstotliwości ok. 35 GHz oznacza to wymóg dokładności rzędu 2 mm przy czasie powtarzania sondowania rzędu 1 ms. Jest to trudne do realizacji przy użyciu standardowych systemów nawigacyjnych o niskiej dokładności parametrów. Dlatego w ramach wykonanej pracy badawczej opracowano specjalizowane algorytmy kompensacji błędów położenia platformy z demonstratorem radaru.

3.2. Blok rejestracji i wstępnej obróbki sygnału

Zadaniem bloku wstępnej obróbki sygnału jest:

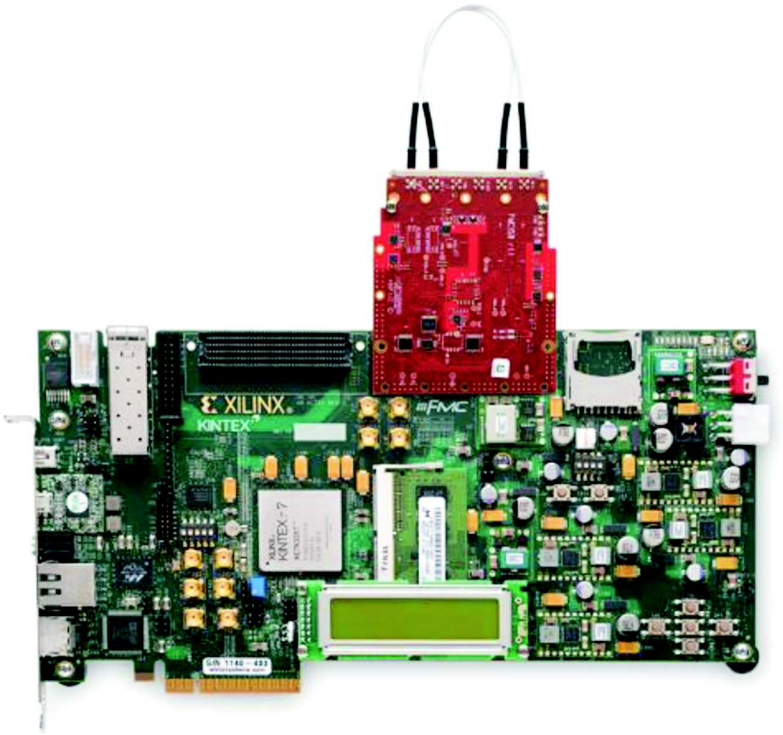
- próbkowanie sygnału pośredniej częstotliwości (IF kanał 1, IF kanał 2);
- wstępne przetwarzanie odebranego sygnału i formowanie go w postaci pakietów UDP do dalszego przetwarzania lub rejestracji.

3.3. Przetworniki analogowo-cyfrowe (A/C)

Analogowe sygnały z Front-Endu podawane są na przetworniki analogowo-cyfrowe (A/C), które próbkują analogowy sygnał wg zegara CLK. Jako przetworniki A/C wytypowano płytkę FMC150 firmy 4DSP.

3.4. Układ cyfrowy FPGA

Spróbkowany sygnał jest wstępnie przetwarzany w cyfrowym układzie FPGA. Wytypowano płytki ewaluacyjne: *Avnet Kintex-7 FPGA DSP Kit with High-Speed Analog* (rys. 3, tabela 2) oraz *Inrevium Zynq-7000 All Programmable SoC Extension Microcontroller Card* (rys. 4, tabela 3).



Rys. 3. Avnet Kintex-7 FPGA DSP Kit

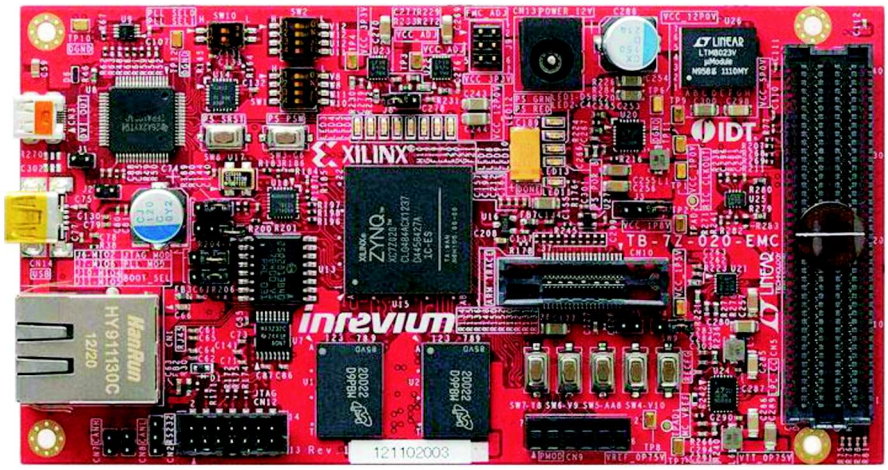
Płytka Avnet posiada wiele zalet, jeżeli chodzi o proces oprogramowania i testów, natomiast jej wadą są wymiary (140 mm×267 mm). Całościowy wymiar przekracza o około 80-100 mm zakładane wymiary. W układzie Inrevium natomiast złącze krawędziowe znajduje się na krótszej krawędzi płytki, stąd jej wymiar całościowy wynosi aż 150 mm. Dodatkowo płytka ta posiada procesor ARM, który może być wykorzystany do formowania stosu transportowego Ethernet.

3.5. Komputer PC

Przemysłowy komputer jest z jednej strony połączony interfejsem Ethernet do układu FPGA (z pośredniczącym procesorem ARM lub bez), z drugiej strony do bloku transmisji danych. Jego

Tabela 2. Specyfikacja płytki Avnet Kintex-7 FPGA DSP Kit with High-Speed Analog

Format	Płyta ewaluacyjna
Oprogramowanie	ISE System Edition
Układ FPGA	Kintex-7 XC7K325T
Pamięć	1GB DDR3 o prędkości 1600 Mbps w postaci modułu pamięci SODIMM Złącze kart SD
Pamięć konfiguracyjna	16 MB Quad SPI Flash 512Mb BPI Flash (konfiguracja PCIe)
Złącza FMC	2 (1xLPC + 1xHPC)
Gniazdo sieciowe (Ethernet)	1x1000Mbps
Złącze krawędziowe	PCI Express x8
Taktowanie	Wbudowany zegar 200 MHz Zewnętrzny zegar podawany na złącza SMA
Dodatkowe moduły	Płyta z przetwornikami FMC150
Wymiary	140 mm×267 mm
Dopuszczalna wilgotność	10%-90% (bez kondensacji)
Temperatura pracy	0°C-45°C
Zasilanie	12V DC



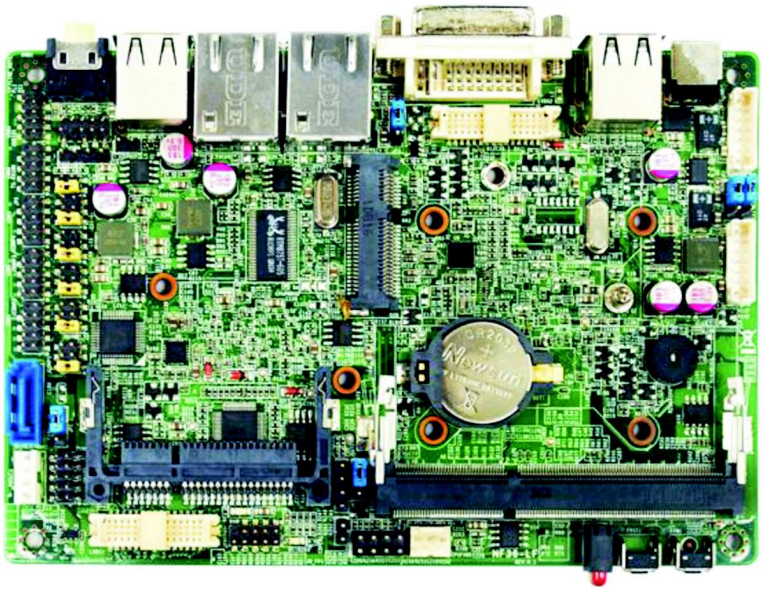
Rys. 4. Inrevium Zynq-7000 All Programmable SoC Extension Microcontroller Card

Tabela 3. Specyfikacja płytki Inrevium Zynq-7000 All Programmable SoC Extension Microcontroller Card

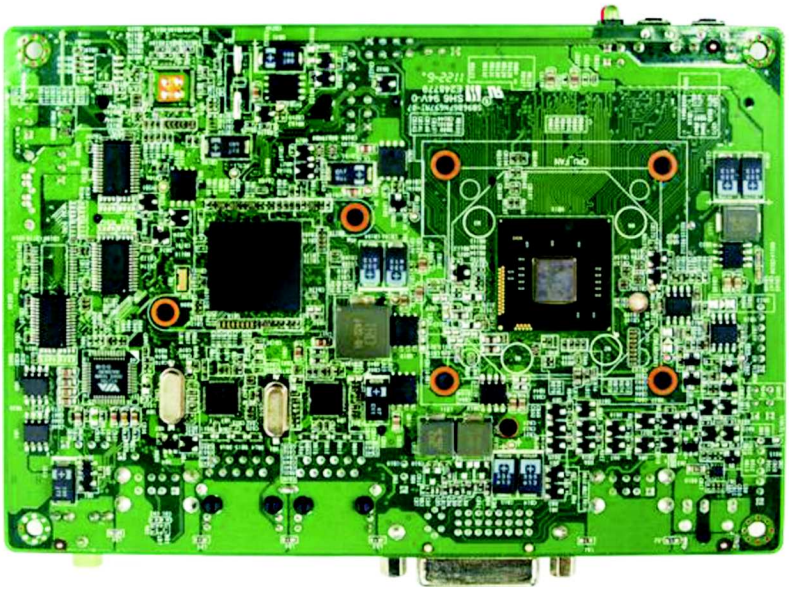
Format	Płyta ewaluacyjna/karta rozszerzeń
Układ	XilinxZynqSoC: XC7Z020
Pamięć	1GB DDR3 SDRAM Złącze kart SD 128Mb QSPI Flash
Złącza FMC	LPC gniazdo + wtyk
Interfejsy	USB 2.0x1, UARTx1, CANx1, DVI (TX)x1, Gigabit Ethernet x1
Wymiary	140 mm×90 mm

zadaniem jest obsługa FPGA (także ARM) oraz kontrola działania przesyłania danych poprzez sieć WiFI.

Do tego zadania wytypowano komputer Jetway NF36-2800 (rys. 5 i 6, tabela 4).



Rys. 5. Jetway NF36-2800 (widok z góry)



Rys. 6. Komputer Jetway NF36-2800 (widok z dołu)

Ciekawą alternatywą jest komputer przemysłowy CARMA DEVKIT (rys. 7, tabela 5), zawierający oprócz procesora ogólnego przeznaczenia także procesory grafiki w technologii CUDA. Umożliwia on wprowadzenie dodatkowego kroku przetwarzania, który mógłby zmniejszyć ilość danych przekazywanych łączem bezprzewodowym na ziemię.

3.6. Zegar (CLK)

Sygnał zegara doprowadzony jest do wszystkich cyfrowych urządzeń. Sygnał zegarowywysyłany jest zmodułuanalogowego Front-Endu.

Tabela 4. Specyfikacja komputera Jetway NF36-2800

Format	Komputer przemysłowy 3,5”
Procesor	Intel Atom N2800 (2x1,86GHz)
Pamięć	Gniazdo DDR3 SODIM 1066 do 4GB
Karta graficzna	Zintegrowana Intel GMA3600
Złącza USB 2.0	Zewnętrzne x4 + wewnętrzne x3
Karta sieciowa	2x Gigabit Ethernet
Złącze SATA	3Gbps x1
Porty szeregowe	RS-232 x3 + RS-422/485 x1
Złącza mini-PCIe	x1
Wymiary	148 mm×102 mm
Zasilanie	12V DC

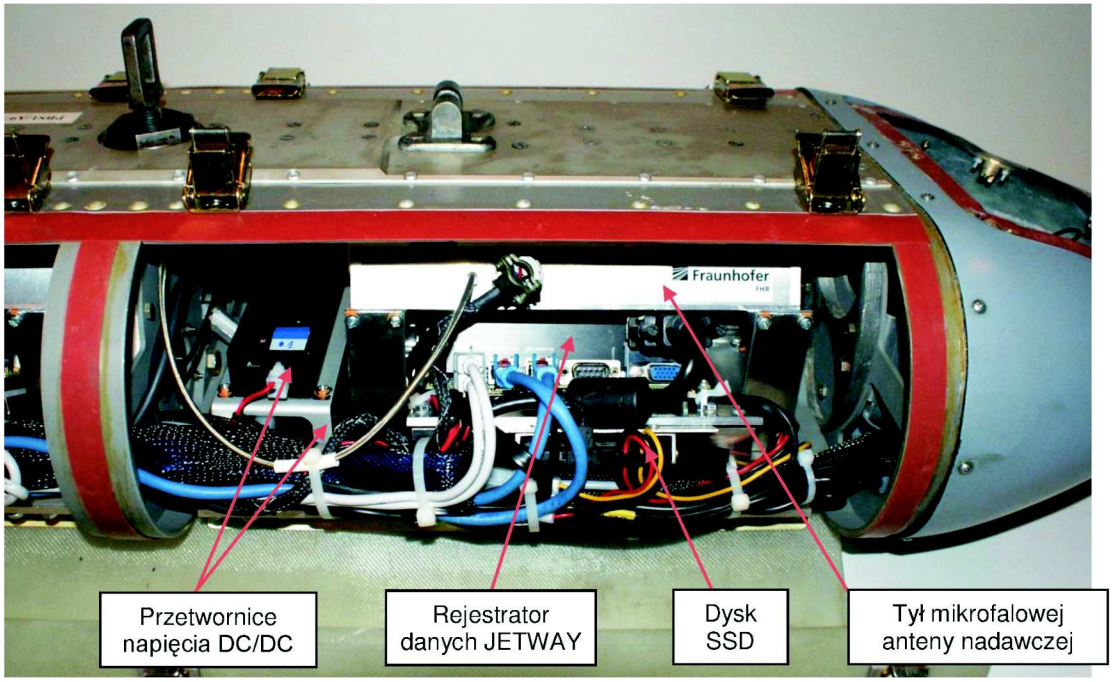
Rys. 7. Komputer CARMA DEVKIT

Tabela 5. Komputer CARMA DEVKIT

Format	Komputer jednopłytkowy
Procesor (CPU)	nVidiaTegra 3 ARM Cortex-A9 Quad-Core
Układ graficzny (GPU)	nVidiaQuadro 1000M (96 CUDA cores)
Pamięć	2GB CPU/2GB GPU
Karta sieciowa	Gigabit Ethernet x1
Złącze SATA	x1
Złącza USB 2.0	x3
Temperatura pracy	0°C-60°C
Zasilanie	19V DC
Wymiary	140 mm×200 mm

3.7. Dysk pamięci trwałej

Jako dyski twarde zostaną użyte dyski SSD, które z uwagi na brak ruchomych elementów mechanicznychsą bardziej odporne na wstrząsy i zmiany temperatur. Dodatkowo dyski wykonane w tej technologii charakteryzują się bardzo dużymi prędkościami zapisu i odczytu, co jest kluczowe w zastosowaniach projektowanego systemu.



Rys. 8. Widok na zabudowę bloku przetwarzania wstępnego i rejestracji

Szczegółowy opis umieszczono w [4]-[7].

4. Blok przetwarzania końcowego SAR (w części naziemnej)

Zastosowano komputer klasy PC z szybkim zegarem, dobrą kartą graficzną oraz dużą ilością RAM-u i pojemnym szybkim dyskiem SSD.

Blok transmisji danych i blok odbioru danych po Wi-Fi ze względu na trudność utrzymania ciągłości transmisji nie był używany. Sama transmisja nie była celem badawczym. W przyszłości przewidziane są próby ze specjalistycznym łączem o właściwych parametrach.

Sygnały radarowe po wstępnej obróbce były zapisywane na dyskach SSD i po wylądowaniu przetwarzane w Bloku przetwarzania SAR za pomocą właściwego oprogramowania końcowego.

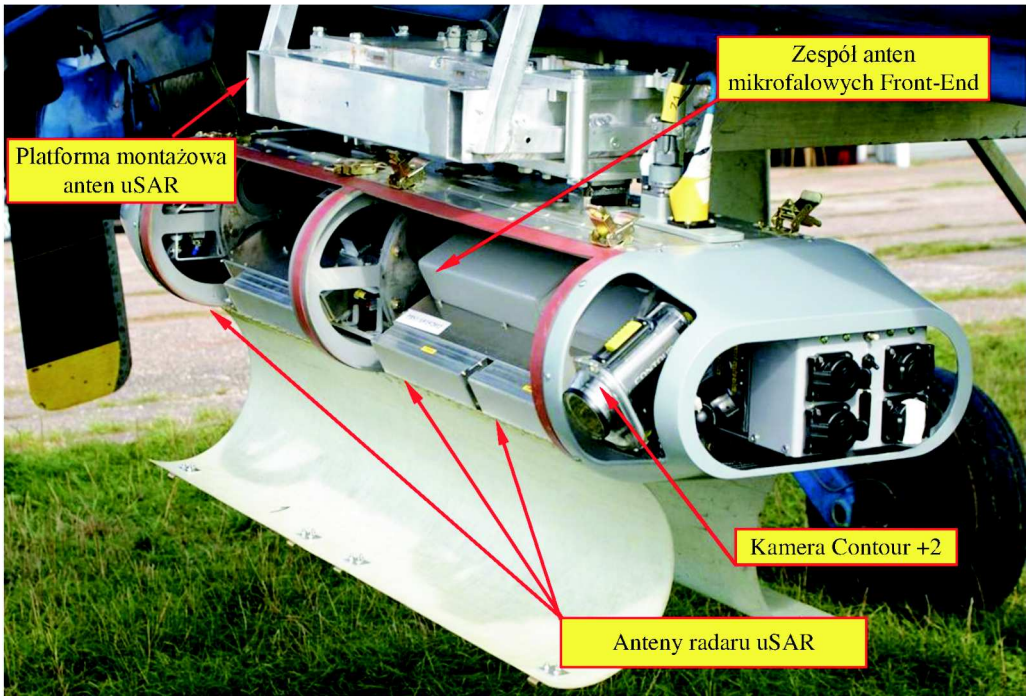
Radar uSAR został zabudowany w zasobniku ZYGMUNT-M podwieszonym na specjalnym stelażu pod samolotem. Zasobnik ZYGMUNT-M przedstawiono na rys 9.

Przykładowe rezultaty badawcze radaru uSAR przedstawiono na rys. 10 i 11.

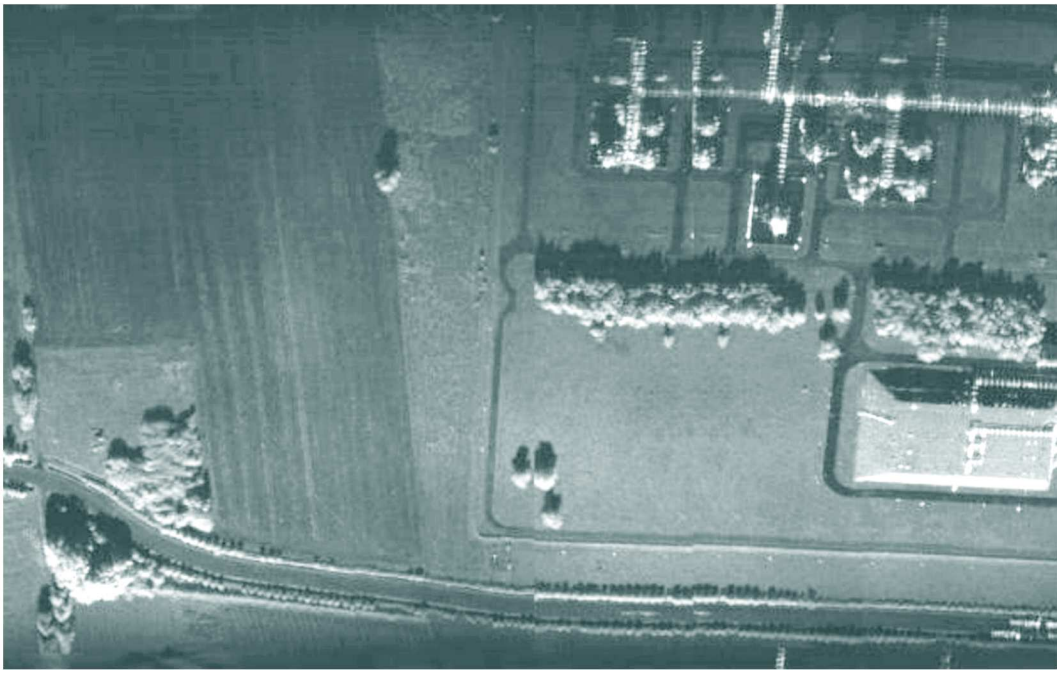
5. Wnioski

Celem projektu było potwierdzenie możliwości opracowania i zbudowania oraz montażu na niedużym bezpilotowym statku powietrznym (BSP) o udźwigu 2-10 kg demonstratora technologii mikroradaru z syntetyczną aperturą (uSAR) o akceptowalnych parametrach zobrazowania radarowego do praktycznego wykorzystania.

Lot małego statku powietrznego w turbulentnej atmosferze jest tak trudny i obarczony sporym ryzykiem ze względu na duży wpływ wiatru na niego. Nieduże wymiary statku powietrznego wprowadzają ograniczenie zarówno udźwigu, jak i możliwej do poboru elektrycznej mocy zasilającej aparaturę nawigacyjną, łączności, jak i sensorów będących na wyposażeniu statku powietrznego. Uwzględniając powyższe, opracowano demonstrator radaru SAR z modulacją FMCW na częstotliwości 35 GHz z pasmem przestrajania 1 GHz, dla którego w trakcie prób w locie uzyskano



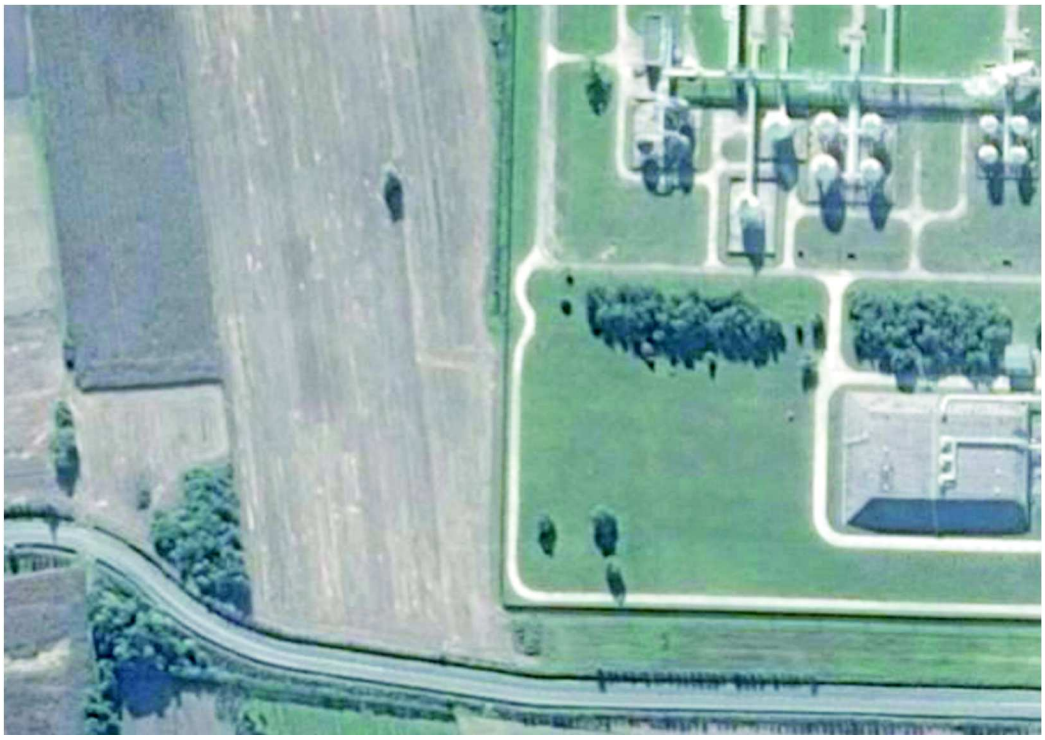
Rys. 9. Zasobnik ZYGMUNT-M z radarem zabudowany na samolocie



Rys. 10. Zobrazowanie SAR terenu z rys. 11 uzyskane rozróżnialnością 15 cm (el/azym)

rozróżnialności rzędu 15 cm, zarówno w azymucie jak i odległości, bez stabilizacji systemu antenowego. Osiągnięto to w wyniku opracowania specjalizowanych algorytmów kompensacji ruchu nosiciela radaru SAR. Dodatkowo potwierdzono też możliwość uzyskania wysoko rozdzielczych zobrazowań SAR przy zastosowaniu układu nawigacji inercyjnej z GPS o niskiej dokładności.

Jednym z podstawowych założeń badawczych było maksymalne sprawdzenie przydatności elementów COTS (ang. *Commercial Off-The-Shelf*) dla realizacji celu, jakim jest opracowanie mikroradaru SAR (uSAR). Stosukowo łatwe jest to w przypadku bloków przetwarzania sygnałów



Rys. 11. Zdjęcie satelitarne terenu z rys. 10

radarowych. Na rynku jest wiele podzespołów COTS, które można wykorzystać do budowy radaru. W przypadku podzespołów mikrofalowych, ze względu na wykorzystywane częstotliwości pracy radaru, tzn. pasmo Ka, jest to utrudnione. Aktualnie są to częstotliwości raczej wykorzystywane profesjonalnie, stąd niewiele elementów COTS do kupienia na rynku, poczynając od anten, a na wzmacniaczach mikrofalowych kończąc. Na rynku znajduje się stosunkowo dużo elementów COTS z zakresu układów nawigacyjnych, dlatego w dalszym etapie podjęte zostaną prace w zakresie technik mikrofalowych, celem zdobycia kompetencji w tej dziedzinie.

Nabyta wiedza i uzyskane wyniki prób pozwalają stwierdzić, że w warunkach krajowych możliwe jest opracowanie i wykonanie radaru SAR o dobrych parametrach użytkowych dla niedużych BSP. Jak wspomniano wcześniej, pewną barierą są technologie mikrofalowe, ale podjęcie prac w tym względzie pozwoli zminimalizować wynikające z tego ograniczenia.

Wyniki uzyskane w projekcie należy uznać za pozytywne i będące dobrą bazą do dalszych prac nad radarem SAR dla niewielkich BSP [1], [2], [3], [7].

Bibliografia

1. *Założenia techniczne demonstratora radarowego systemu zobrazowania powierzchni Ziemi za pomocą technik mikrofalowych*, Oprac.zb. ITWL 2012

2. Mordzonek M., Nowakowski M., Bryl M., Krzonkalla J., Bęczkowski G., Panas A., Kulpa K., Samczyński P., Malanowski M., Gromek D., Gorzelańczyk A., 2014, Zastosowanie technik mikrofalowych do obserwacji powierzchni Ziemi, [W:] *Mechanika w Lotnictwie, ML-XVI 2014*, K. Sibilski (Red.), ZG PTMTS, Warszawa, ISBN 978-83-932107-3-2, str. 261-274

3. Samczynski P., Malanowski M., Gromek D., Gromek A., Kulpa K., Krzonkalla J., Mordzonek M., Nowakowski M., 2014, Effective SAR image creation using low cost INS/GPS, *Proc. of 15th International Radar Symposium (IRS)*, str. 1-4, doi: 10.1109/IRS.2014.6869243

4. Drozdowicz J., Samczynski P., Wielgo M., Gromek D., Klincewicz K., 2015, The use of FPGA evaluation board as data acquisition and pre-processing system for synthetic aperture radar, *16th International Radar Symposium (IRS)*, Drezno, Niemcy
5. Radecki K., Samczyński P., Kulpa K., Drozdowicz J., 2015, Implementation of a real-time unfocused SAR algorithm using different computing platforms, *Signal Processing Symposium (SPSympo)*, Dębe, Polska
6. Radecki K., Samczyński P., Kulpa K., Drozdowicz J., 2015, A real-time unfocused SAR processor based on a portable CUDA GPU, *European Radar Conference (EuRAD)*, Paryż, Francja
7. *Zastosowanie technik mikrofalowych do obserwacji powierzchni Ziemi*, Oprac. zb. ITWL 2015

uSAR – Airborne Synthetic Aperture Radar, technical realization (Project NCBiR no. PBS1/A9/15/2012)

The purpose of the project was developing a radar demonstrator with a synthetic aperture (SAR) intended to be installed on a small manned aircraft. Developing a short-range radar (5-6km) with a minimal resolution of 50cm x 30cm was planned as a part of the project. One of the significant technical limitations of the designed radar were: weight, size, consumption of electricity. The developed SAR radar demonstrator consists of the following elements: microwave transmitter-receiver set (analog front-end), preliminary signal processing module, data transmission module, data receiving module, final processing module SAR. It should be concluded that the results obtained within the project are positive and constitute a basis for further work on the domestic SAR radar for small unmanned aerial vehicles. The research was realized within NCBiR funds, project NCBIR no. PBS1/A9/15/2012.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVII 2016

WYBRANE ASPEKTY BADAŃ W LOCIE OBCIĄŻEŃ EKSPLOATACYJNYCH W ELEMENTACH STRUKTURY SAMOLOTU Su-22UM3K

Mirosław Nowakowski, Zbigniew Jakielaszek
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa
e-mail: miroslaw.nowakowski@itwl.pl; zbigniew.jakielaszek@itwl.pl

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych od lat prowadzi prace badawczo-rozwojowe mające na celu określenie stopnia wyeksploatowania statków powietrznych. Wychodzi w ten sposób naprzeciw problemom związanym ze starzejącą się techniką lotniczą oraz wysokim kosztom zakupu nowych statków powietrznych w sytuacji potrzeby dalszej eksploatacji obecnie użytkowanej techniki. Związane jest to z określeniem rzeczywistego widma obciążeń konstrukcji podczas eksploatacji statków powietrznych, opracowaniem modelu komputerowego do obliczeń numerycznych wybranych elementów konstrukcji, przeprowadzeniem symulacji, analizy obciążeń oraz określenia wytrzymałości zmęczeniowej struktury statku powietrznego stanowiącej istotny element przedłużenia resursu technicznego. Gromadzenie danych dotyczących rzeczywistych obciążeń w elementach struktury podczas wykonywania badań w locie umożliwiają rozbudowane systemy pomiarowo-rejestrujące. Podczas badań w locie samolotu Su-22UM3K wykorzystano system zbudowany na bazie rejestratora KAM-500, który jest przykładem rejestratora o modułowej budowie. Dzięki temu możliwe jest dostosowanie konfiguracji systemu do potrzeb zdania pomiarowego. Przeprowadzone badania w locie pozwoliły na uzyskanie informacji o rzeczywistym profilu eksploatacji samolotu Su-22UM3K oraz określenie reprezentatywnych tensometrycznych kanałów pomiarowych przewidzianych do wykorzystania w dalszej eksploatacji samolotu. Loty obejmowały elementy zadań realizowanych podczas szkolenia lotniczego. Uzyskane wyniki były podstawą do wykonania próby zmęczeniowej struktury samolotu Su-22UM3K. Pozytywne zakończenie tej próby umożliwiło przedłużenie resursu technicznego samolotów Su-22 o 10 lat.

1. Wstęp

Do określenia widma obciążeń występującego w czasie eksploatacji statku powietrznego wykorzystano rozbudowany system pomiarowo-rejestracyjny.

W pracy przedstawiono system pomiarowo-rejestrujący zbudowany na bazie rejestratora KAM-500 oraz wykorzystujący standardowe wyposażenie pokładowe statku powietrznego w postaci sieci zasilania prądem stałym o napięciu 27 VDC, pokładowego rejestratora parametrów lotu TESTER-U3 oraz radiowysokościomierza pokładowego A-031.

Obiektem badań był samolot Su-22UM3K przystosowany do pomiaru obciążeń eksploatacyjnych występujących w wybranych elementach struktury samolotu.

Celem przeprowadzenia badań w locie obciążeń eksploatacyjnych było:

- uzyskanie informacji o rzeczywistych odkształceniach występujących w wybranych elementach struktury nośnej samolotu Su-22 UM3K z wykorzystaniem tensometrii oporowej;
- uzyskanie danych do opracowania widma obciążeń eksploatacyjnych, które następnie zostałyby wykorzystane podczas próby zmęczeniowej struktury samolotu;
- wyselekcjonowanie ośmiu reprezentatywnych tensometrycznych kanałów pomiarowych, które miały podlegać monitorowaniu w procesie eksploatacji nadzorowanej z wykorzystaniem sytemu rejestracji SSR-500;

- określenie rzeczywistej prędkości pionowej przyziemienia samolotu podczas standardowego lądowania.

Celem głównym było przedłużenie resursu samolotów Su-22 UM3K i Su-22M4.

2. System pomiarowo-rejestrujący

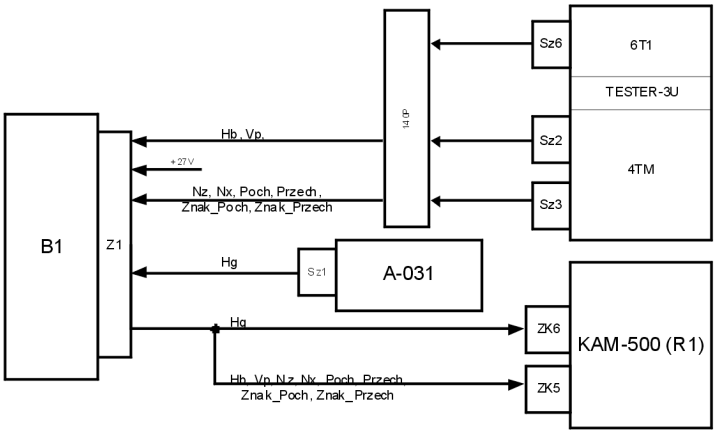
Podstawową grupą parametrów mierzonych przez system pomiarowo-rejestrujący są odkształcenia wybranych elementów struktury statku powietrznego.

Dla uzyskania korelacji pomiędzy odkształceniami występującymi w elementach struktury a parametrami lotu wykorzystano parametry pokładowego rejestratora TESTER-U3 oraz sygnał radiowysokościomierza pokładowego.

Dla zapewnienia jednoczesnego korzystania z sygnałów parametrów lotu przez pokładowy rejestrator parametrów lotu oraz badawczy system pomiarowy KAM-500 zastosowano blok akwizycji B1 (AKW-6). Blok ten zapewnia powielenie wybranych sygnałów rejestratora TESTER-U3 przy jednoczesnym galwanicznym oddzieleniu torów pomiarowych współpracujących rejestratorów. Modyfikacja taka nie wpływa na pracę rejestratora TESTER-U3. Główną zaletą jest możliwość rejestracji wymaganego zestawu parametrów przez badawczy system pomiarowy KAM-500. Schemat blokowy systemu pomiarowo-rejestrującego przedstawia rys. 1.

W skład sytemu pomiarowo-rejestrującego wchodzą:

- wyposażenie pokładowe:
  - pokładowa sieć zasilania,
  - pokładowy system rejestracji parametrów lotu samolotu TESTER-U3,
  - radiowysokościomierz A-031;
- badawczy system pomiarowo-rejestrujący KAM-500.



Rys. 1. Schemat blokowy współpracy systemu rejestracji TESTER-U3 i KAM-500

2.1. Wyposażenie pokładowe

Wyposażenie pokładowe to:

- pokładowa sieć zasilania;
- pokładowy system rejestracji parametrów lotu samolotu TESTER-U3;
- radiowysokościomierz A-031.

2.1.1. Pokładowa sieć zasilania

Dla potrzeb systemu pomiarowo-rejestrującego wykorzystano pokładową sieć zasilania prądem stałym o napięciu 27 VDC.

W skrzynce prądu stałego RK zabudowano dodatkowy bezpiecznik topikowy „KAM-500" o wartości 10 A.

W ten sposób uzyskano podstawowe źródło zasilania systemu.

Rejestrator KAM-500 posiada dodatkowe źródło zasilania w postaci akumulatorów, które w normalnym trybie są doładowywane. W przypadku zaniku napięcia przejmują zasilanie systemu.

2.1.2. Pokładowy system rejestracji parametrów lotu samolotu TESTER-U3

Samolot Su-22UM3K wyposażony jest w pokładowy katastroficzno-eksploatacyjny system rejestracji parametrów lotu TESTER-U3.

Rejestrator ten przeznaczony jest do rejestracji parametrów lotu samolotu w normalnych i awaryjnych warunkach lotu oraz do zabezpieczenia zarejestrowanej informacji w przypadku katastrofy lotniczej.

Dla potrzeb zestawu aparatury pomiarowo-rejestrującej wykorzystano parametry rejestratora TESTER-U3 pozwalające określić położenie przestrzenne samolotu oraz dynamikę lotu samolotu. W celu pozyskania niezbędnych parametrów pokładowego rejestratora parametrów lotu podłączono się do wyjść bloku 4TM – rys. 1.

W ten sposób wykorzystywano dla potrzeb rejestratora KAM-500 zestaw parametrów rejestratora TESTER-U3:

- prędkość przyrządowa – Vp;
- wysokość barometryczna – Hb;
- kąt pochylenia samolotu – Poch;
- znak kąta pochylenia – Znak_poch;
- kąt przechylenia samolotu – Przech;
- znak kąta przechylenia – Znak_poch;
- przeciążenie pionowe – Nz;
- przeciążenie poziome – Nx.

W celu ujednolicenia wskazań obu rejestratorów wykonano jednoczesne skalowanie torów pomiarowych wspólnych dla rejestratora pokładowego i badawczego.

2.1.3. Radiowysokościomierz A-031

Jednym z celów przeprowadzenia badań było określenie prędkości pionowej przyziemienia samolotu podczas lądowania. W tym celu wykorzystano sygnał z radiowysokościomierza pokładowego A-031 do rejestracji parametru o nazwie wysokość geometryczna – Hg.

Radiowysokościomierz pokładowy przeznaczony jest do pomiaru wysokości rzeczywistej w zakresie od 0 do 3000 m. Sygnał z radiowysokościomierza wykorzystywany jest przez systemy pokładowe, ale nie jest rejestrowany przez rejestrator TESTER-U3.

Dla potrzeb badawczych niezbędny był dokładny pomiar wysokości rzeczywistej. Z racji dużego zakresu pomiarowego radiowysokościomierza pokładowego oraz dostosowanej do niego aparatury diagnostycznej nie było pewności, czy pomiar wysokości będzie wystarczająco dokładny.

Podjęto więc decyzję uzupełnienia systemu pomiarowego o miniaturowy radiowysokościomierz MRA Type 2 posiadający wymaganą dokładność pomiaru, ale wymagający zabudowy na

poszyciu samolotu. Było to spowodowane faktem, że wynik pomiaru można było zweryfikować dopiero podczas badań w locie, a wszelkie prace mechaniczne powinny być wykonane podczas realizacji prac remontowych w Wojskowych Zakładach Lotniczych.

2.2. Badawczy system pomiarowo-rejestrujący KAM-500

Badawczy system pomiarowo-rejestrujący został zbudowany na bazie rejestratora KAM-500 firmy ACRA LTD.

W skład badawczego systemu pomiarowo-rejestrującego wchodzą:

- rejestrator KAM-500;
- skrzynka modułów przejściowych SMP-1 oraz SMP-4;
- podstawy złącz kalibracyjnych PZK-1;
- blok akwizycji AKW-6;
- blok złącz i bezpieczników BZB-3;
- radiowysokościomierz MRA Type 2;
- akumulatory AS512/6.5S;
- czujniki tensometryczne;
- podstawy wyposażenia pomiarowego.

Do pomiaru odkształceń w elementach struktury samolotu Su-22UM3K wykorzystane zostały tensometry firmy Vishay.

2.2.1. Relacja odkształcenia elementów mechanicznych i wskazań tensometrów

Pomiary odkształceń w miejscu umieszczenia tensometru są pomiarami bezpośrednimi odkształcenia próbki.

Podstawowe zależności związane z odkształceniami materiału próbki to:
— odkształcenie względne podłużne materiału ε:

$$\varepsilon = \frac{\Delta l}{l} \tag{2.1}$$

gdzie: Δl – przyrost długości próbki, l – długość próbki;
— odkształcenie poprzeczne ε_1:

$$\varepsilon_1 = -\nu\varepsilon \tag{2.2}$$

gdzie ν – współczynnik Poissona materiału próbki;
— prawo Hooke'a dla rozciągania (lub ściskania):

$$\sigma = E\varepsilon \tag{2.3}$$

gdzie: σ – naprężenie, E – stała materiałowa nosząca nazwę modułu Younga.

Podstawowe równanie związane z rezystancją R tensometru:

$$R = \rho\frac{l}{S} \tag{2.4}$$

gdzie: ρ – rezystancja właściwa materiału, z którego wykonany jest tensometr, l – długość czynna tensometru, S – pole przekroju poprzecznego drutu użytego do wykonania czujnika pomiarowego.

Zasadnicze równanie tensometrii oporowej [1], [2]:

$$\frac{\Delta R}{R} = k\varepsilon \tag{2.5}$$

gdzie: ΔR – przyrost rezystancji tensometru wywołana odkształceniem próbki, k – stała tensometru.

Z zależności tej wynika, że odkształcenie względne badanego obiektu jest wprost proporcjonalne do względnego przyrostu rezystancji naklejonego na nim tensometru.

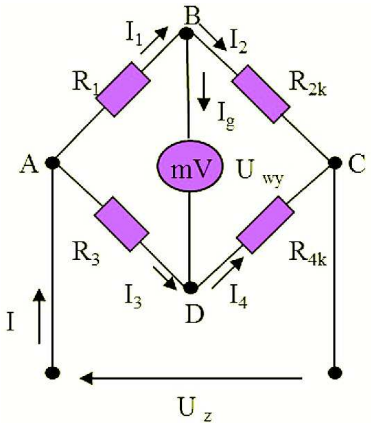
Jest to bezpośrednie połączenie zjawisk zachodzących w badanej próbce i naklejonym na niej tensometrze. Zmiany rezystancji tensometrów odpowiadających odkształceniom elementów, na których są naklejone są bardzo małe.

Do takich przyrostów rezystancji niezbędny jest czuły układ pomiarowy. Do tych celów wykorzystywany jest zazwyczaj układ mostka Wheatstone'a. Elementami mostka mogą być:

- same tensometry (pełny mostek);
- dwa tensometry (pół-mostek pomiarowy) oraz dwa rezystory;
- jeden tensometr (ćwierć-mostek) oraz trzy rezystory.

Schemat przykładowego mostka pomiarowego przedstawia rys. 2.

Wyniki pomiarów z wykorzystaniem tensometrów mają sens tylko wtedy, gdy są wyskalowane w jednostkach odkształcenia, naprężenia (sił lub momentów).



Rys. 2. Schemat mostka Wheatstone'a

W sytuacji skomplikowanej budowy obiektu badań nie zawsze jest możliwość skalowania bezpośredniego. W tym celu wykonuje się kalibrację elektryczną (pośrednią) z wykorzystaniem rezystora kalibrującego podłączonego równolegle do tensometru pomiarowego lub do rezystora w gałęzi równoległej do tensometru pomiarowego.

Zależności wiążące dane kalibracyjne przedstawiają się w tym przypadku następująco:
— wartość rezystora kalibrującego R_x:

$$R_x = \frac{R}{k\varepsilon} - R \tag{2.6}$$

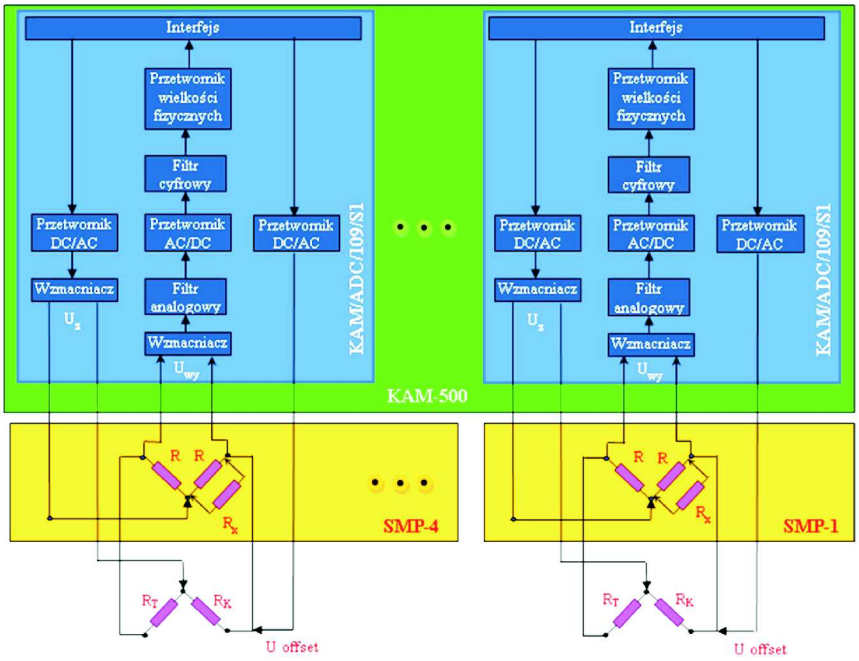
— napięcie wyjściowe mostka pomiarowego U_{wy} (wynik pomiaru):

$$U_{wy} = \frac{1}{4} U_s N k(\varepsilon \cdot 10^{-6}) V \tag{2.7}$$

gdzie: N – stała mostka zależna od liczby czynnych tensometrów i ich konfiguracji w stosunku do kierunku odkształcenia, U_z – napięcia zasilania mostka.

2.2.2. Zasada pracy systemu pomiarowego

Zasadę pomiaru realizowanego przez jeden kanał systemu pomiarowego przedstawiono na rys. 3. W rozpatrywanym systemie pomiarowym zastosowano układy pół-mostków z uzupełnieniem do pełnego mostka. Pomiar odkształcenia podłużnego realizuje tensometr R_T, a odkształcenia poprzecznego tensometr R_k. Dzięki temu wykorzystano jednoczesny pomiar odkształcenia podłużnego i poprzecznego. Wykorzystanie takiego czujnika pozwoliło również na zastosowanie kompensacji wpływu temperatury na wyniki pomiaru. Uzupełnienie układu pół-mostków do postaci pełnego mostka odbywa się w skrzynkach modułów przejściowych SMP-1 i SMP-4. W modułach tych odbywa się również kalibracja z wykorzystaniem rezystorów kalibrujących R_x. Mostki pomiarowe zasilane są przez programowalne zasilacze rejestratora KAM-500. Napięcia wyjściowe mostków tensometrycznych przetwarzane są we wzmacniaczach i filtrach kanałów pomiarowych rejestratora.



Rys. 3. Zobrazowanie zasady pomiaru systemu pomiarowego

2.2.3. Elementy systemu pomiarowo-rejestrującego KAM-500

Rejestrator KAM-500

Rejestrator KAM-500 zabudowany na pokładzie samolotu Su-22UM3K przeznaczony jest do zapisu parametrów przewidzianych do rejestracji w trakcie lotów próbnych doświadczalnych. Rejestrator posiada budowę modułową, dzięki której możliwe jest dostosowanie jego konfiguracji do potrzeb pomiarowych. Widok rejestratora przedstawiono na rys. 4.

Skrzynka modułów przejściowych SMP-1, SMP-4

Skrzynki SMP-1 i SMP-4 służą do uzupełnienia pół-mostków tensometrycznych do postaci pełnego mostka oraz zapewnienia kalibracji tensometrycznych kanałów pomiarowych. Skrzynka SMP-1 posiada jeden a skrzynka SMP-4 cztery moduły. Każdy moduł zawiera osiem kanałów pomiarowych. Kalibracja realizowana jest jednocześnie dla wszystkich kanałów skrzynki przez podłączenie rezystorów kalibrujących, które zmieniają rezystancję aktywnej gałęzi mostka, podobnie jak zmieniłaby się ona pod wpływem odkształcenia 1000 μStr. Widok skrzynek SMP-1

Rys. 4. Widok rejestratora KAM-500

Rys. 5. Widok skrzynki SMP-1 i SMP-4

i SMP-4 przedstawiono na rys. 5. Skrzynka SMP-1 jest dodatkowo wyposażona w podstawę złącz kalibracyjnych PZK-1.

Podstawa złącz kalibracyjnych PZK-1

Podstawa złącz kalibracyjnych PZK-1 zapewnia podłączenie odpowiedniego modułu skrzynki SMP-4 oraz SMP-1 do obwodu sterowania kalibracją. Każda podstawa zapewnia podłączenie obwodu zasilania układu kalibracji czterech modułów. Podłączenie wszystkich modułów do obwodu sterowania kalibracją powoduje jednoczesną kalibrację wszystkich modułów (kanałów) skrzynki modułów przejściowych. Widok podstawy złącz kalibracyjnych przedstawiono na zdjęciu skrzynki SMP-1.

Blok akwizycji AKW-6

Blok akwizycji AKW-6 służy do połączenia systemów pokładowych z systemem rejestracji KAM-500. Dzięki wykorzystaniu bloku akwizycji zapewniona jest galwaniczna izolacja systemów pokładowych od systemu rejestracji KAM-500. Dla celów pomiarowych wykorzystano osiem parametrów rejestratora pokładowego TESTER-3U i jeden parametr radiowysokościomierza pokładowego A-031. Widok bloku akwizycji przedstawiono na rys. 6.

Rys. 6. Widok bloku akwizycji AKW-6

Blok złącz i bezpieczników BZB-3

Blok złącz i bezpieczników BZB-3 zapewnia zasilanie wszystkich elementów systemu rejestracji KAM-500, sterowanie pracą systemu, zabezpieczenie prądowe włączonych obwodów zasilania oraz sygnalizację pracy włączonych obwodów. Widok rejestratora bloku złącz i bezpieczników przedstawiono na rys. 7.

Rys. 7. Widok bloku akwizycji BZB-3

Radiowysokościomierz MRA Type 2

Radiowysokościomierz MRA Type 2 zapewnia pomiar wysokości rzeczywistej samolotu – (Alt MRA) w ostatniej fazie lotu przed przyziemieniem. Widok radiowysokościomierza przedstawiono na rys. 8.

Rys. 8. Widok radiowysokościomierza MRA Type 2

Akumulatory AS512/6.5S

Akumulatory AS512/6.5S służą do zasilania awaryjnego systemu rejestracji na okoliczność wahania oraz zaniku napięcia pokładowego. Akumulatory pracują jako zasilacz buforowy systemu rejestracji. Podczas normalnej pracy systemu pomiarowego akumulatory są doładowywane. Widok akumulatorów przedstawiono na rys. 9.

Czujniki tensometryczne

Czujniki tensometryczne służą do pomiaru odkształceń, naprężeń, sił lub momentów, jakie oddziałują na element struktury wybrany do monitorowania podczas badań. Tensometry to czujniki rezystancyjne naklejone na folię. Jako czujniki zastosowano tensometry mierzące odkształcenia w dwóch osiach. Przykładowe tensometry przedstawiono na rys. 10.

Rys. 9. Widok akumulatorów w pojemniku

Rys. 10. Widok tensometrów dwuosiowych

Tensometry naklejono na elementy struktury. W ten sposób zmiany rezystancji tensometrów proporcjonalne są do odkształcenia elementu. Tensometry połączono w układ pół-mostka i następnie uzupełniono do pełnego mostka Wheatstone'a w skrzynkach SMP-1 i SMP-4. Dzięki temu bardzo małe zmiany rezystancji zamieniane są na napięcie, które mierzy i zapisuje rejestrator. Tensometry zabezpieczone są przed odziaływaniem czynników zewnętrznych za pomocą lakieru, gumy butylowej oraz folii aluminiowej. Czujniki tensometryczne dodatkowo zabezpieczono przed uszkodzeniami mechanicznymi żywicą epoksydową.

Podstawy wyposażenia pomiarowego

W celu zapewnienia zabudowy elementów systemu pomiarowego do struktury samolotu wykonano podstawy wyposażenia dostosowane do elementów płatowca.

2.2.4. Wykaz parametrów podlegających pomiarowi i rejestracji

Podczas lotów badawczych przewidziano rejestrację parametrów przedstawiających:

- parametry użytkowe służące do zarządzania pracą rejestratora;
- parametry analogowe i cyfrowe;
- parametry związane z odkształceniami struktury.

Wykaz rejestrowanych parametrów przedstawiono w tabelach od 1 do 3. Zapis wszystkich parametrów realizowany jest z częstością 100 Hz [3].

Tabela 1. Parametry użytkowe

Sygnały użytkowe		
1	Ramka	RAMKA
2	Impuls	IMPULS
3	Zapis	ZAPIS
4	Zdarzenie	ZDARZENIE

Tabela 2. Parametry analogowe i cyfrowe

Lp.	Nazwa mierzonej wielkości	Oznaczenie
Sygnały analogowe		
1	Prędkość przyrządowa	Vp
2	Wysokość barometryczna	Hb
3	Przeciążenie pionowe	Nz
4	Przeciążenie podłużne	Nx
5	Kąt pochylenia	Poch
6	Znak kąta pochylenia	Znak Poch
7	Kąt przechylenia	Przech
8	Znak kąta przechylenia	Znak Przech
9	Wysokość geometryczna – radiowysokościomierz pokładowy	Hg
Sygnały w formacie RS-232		
10	Wysokość geometryczna – radiowysokościomierz MRA	Alt MRA

Tabela 3. Parametry związane z odkształceniami struktury

Nr czujnika tensometr.	Lokalizacja czujnika tensometrycznego	Oznaczenie
Połączenie lewe skrzydło-kadłub		
T1	Dolne ucho	SKL11
T2	Górne ucho	SKL16
T3	Dźwigar góra	PSKLG
T4	Dźwigar dół	PSKLD
Przegub główny lewa strona		
T5	Nieruchoma część-góra	PGLRG
T6	Nieruchoma część-dół	PGLRD
Lewa goleń podwozia głównego		
T7	Zastrzał	GGL3
T8	Cięgło	GGL4
T9	Zginanie przód-tył	GGLZ1
T10	Zginanie przód-tył	GGLZ2
T11	Struktura nad cięgłem	GGLCS
T12	Struktura nad golenią 1	GGLS1
T13	Struktura nad golenią 2	GGLS2
T14	Dźwigar tył	GGLS3
T15	Struktura za zastrzałem	GGLZS
Kadłub lewa strona		
T16	Wnęka za podwoziem	KMGGPL
T17	Góra za kabiną	KMGGSL
T18	Dół pod skrzydłami	KMGDSL
T19	Góra grzebień tył	KMGGTL
T20	Dół rozstykówka	KMGDTL

Tabela 3 cd. Parametry związane z odkształceniami struktury

Nr czujnika tensometr.	Lokalizacja czujnika tensometrycznego	Oznaczenie
Kadłub prawa strona		
T21	Góra za kabiną	KMGGSP
T22	Dół pod skrzydłami	KMGDSP
T23	Góra grzebień tył	KMGGTP
T24	Dół rozstykówka	KMGDTP
T40	Wnęka za podwoziem	KMGGPP
Połączenie prawe skrzydło-kadłub		
T25	Dolne ucho	SKP11
T26	Górne ucho	SKP16
T27	Dźwigar góra	PSKPG
T28	Dźwigar dół	PSKPD
Przegub główny prawa strona		
T29	Nieruchoma część-góra	PGPRG
T30	Nieruchoma część-dół	PGPRD
Prawa goleń podwozia głównego		
T31	Zastrzał	GGP3
T32	Cięgło	GGP4
T33	Zginanie przód-tył	GGPZ1
T34	Zginanie przód-tył	GGPZ2
T35	Struktura nad cięgłem	GGPCS
T36	Struktura nad golenią 1	GGPS1
T37	Struktura nad golenią 2	GGPS2
T38	Dźwigar tył	GGPS3
T39	Struktura za zastrzałem	GGPZS

2.2.5. Schemat rozmieszczenia aparatury badawczej

Elementy badawczego systemu pomiarowo-rejestrującego rozmieszczono [4]:

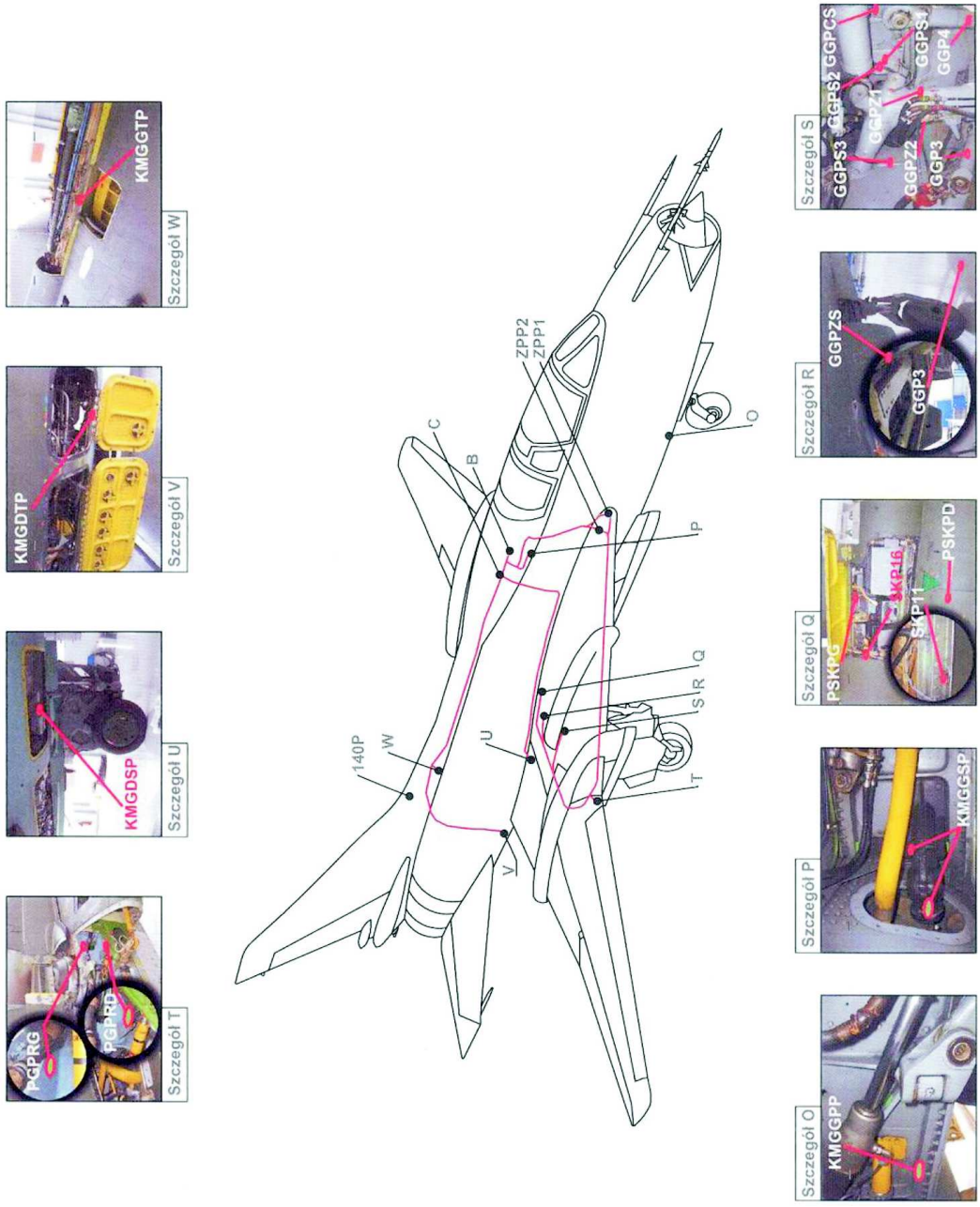
- tensometry – na elementach struktury samolotu, tj. kadłuba, wnęk podwozia oraz goleni podwozia, skrzydeł;
- aparaturę – w lukach technicznych i na poszyciu płatowca.

Schemat rozmieszczenia aparatury badawczej na pokładzie samolotu Su-22UM3K przedstawiają rys. 11 i 12.

3. Badania w locie

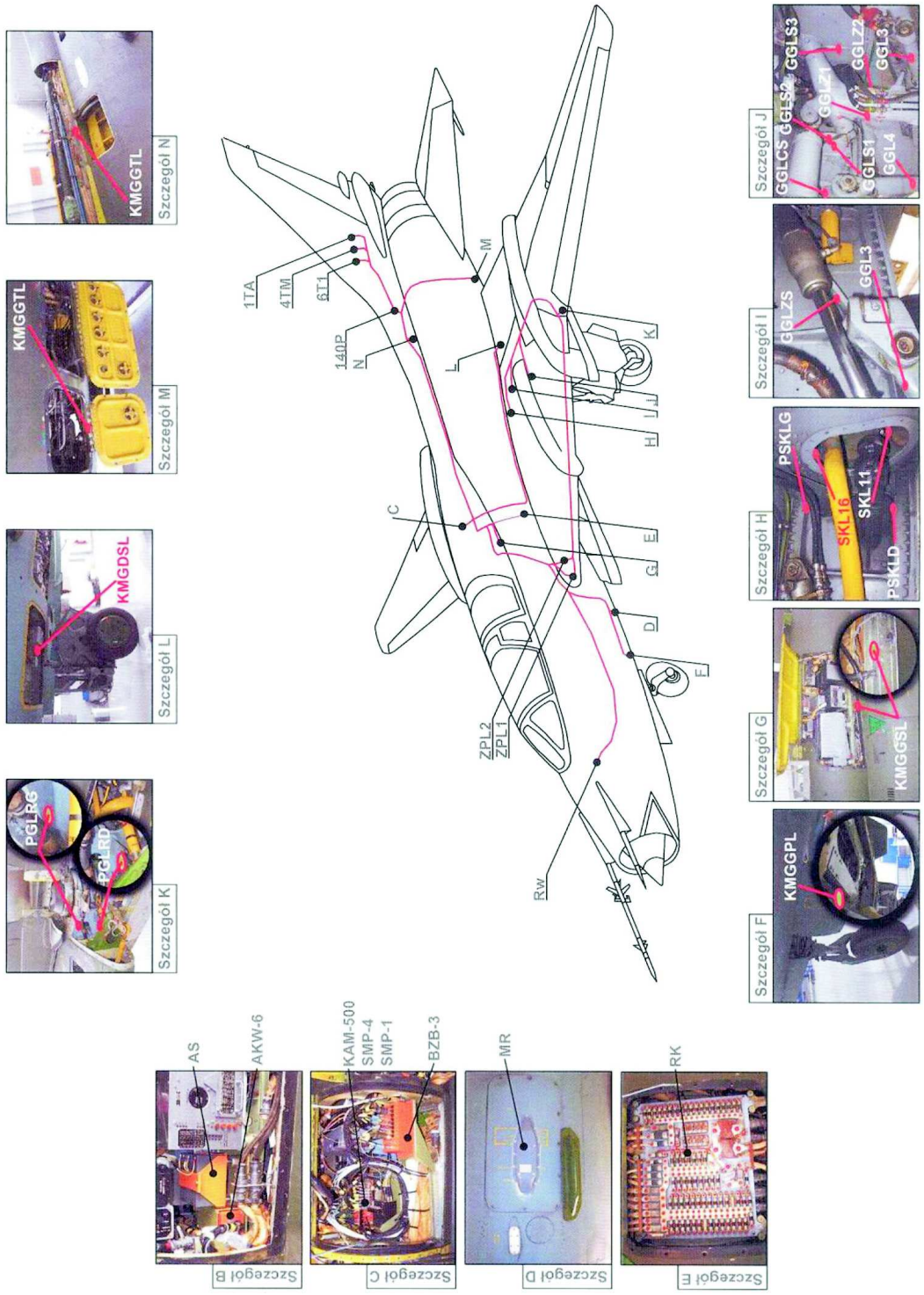
Badania w locie obciążeń konstrukcji samolotu SU-22UM3K przeprowadzono podczas [5]:

- kołowania samolotu po płaszczyźnie lotniska;
- startów w zakresie prędkości $V_{st} = 340 \div 390\,\mathrm{km/h}$;
- startów z „konwojera" (bezpośrednio po przyziemieniu) z pozostałością paliwa:
  - nie większą niż 1600 kg,
  - nie mniejszą niż 850 kg;



Rys. 11. Schemat rozmieszczenia aparatury badawczej na pokładzie samolotu – prawa strona

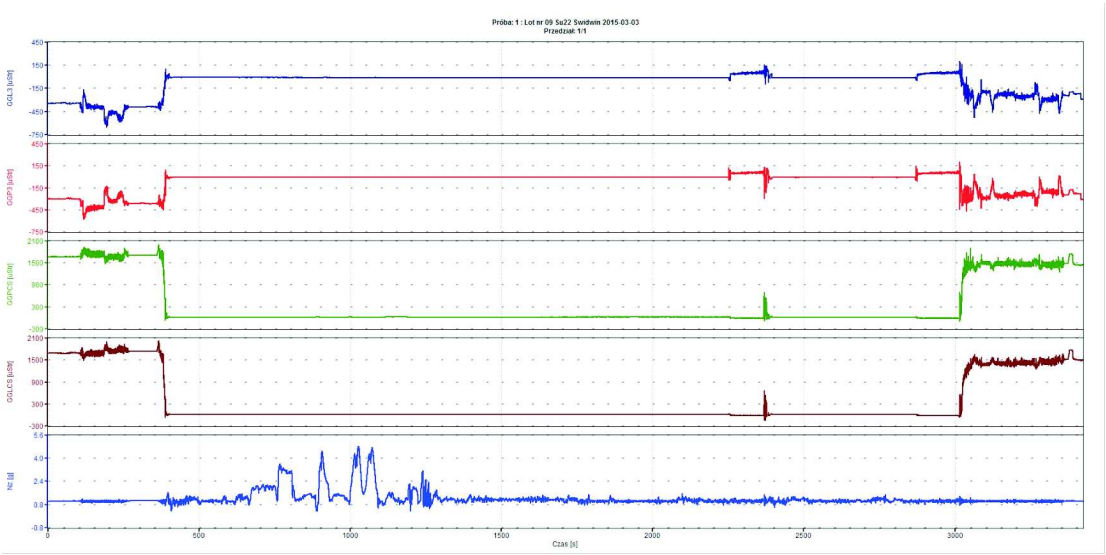
- lądowań w zakresie prędkości $V_{lad} = 280 \div 340\,\mathrm{km/h}$ dla trzech mas samolotu:
  - $m \leqslant 12500\,\mathrm{kg}$,
  - $12500\,\mathrm{kg} < m < 13400\,\mathrm{kg}$,
  - $13400\,\mathrm{kg} \leqslant m \leqslant 14800\,\mathrm{kg}$;
- wiązanek figur prostego pilotażu w lewo i w prawo;
- wiązanek figur średniego pilotażu w lewo i w prawo;
- lotów z zatankowanymi do pełna zbiornikami podwieszonymi pod kadłubem;
- lotów z zatankowanymi do pełna zbiornikami podwieszonymi pod skrzydłem;
- lotów z prędkością naddźwiękową 1,5 Ma.



Rys. 12. Schemat rozmieszczenia aparatury badawczej na pokładzie samolotu – lewa strona

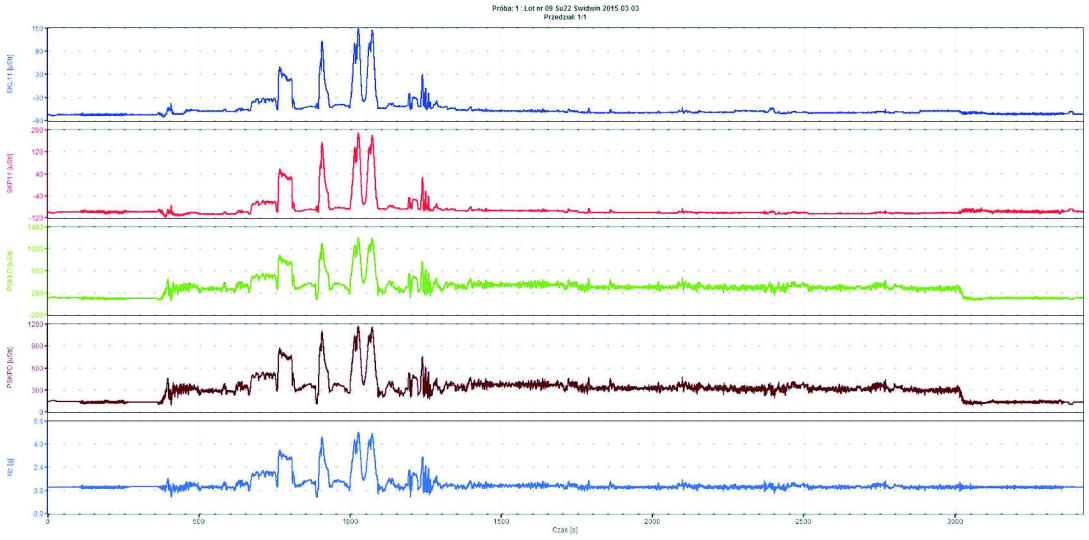
Przykładowe przebiegi wybranych obciążeń struktury samolotu Su-22UM3K podczas lotów próbnych doświadczalnych przedstawiono na rys. 13-17.

Przykładowe zestawienie parametrów związanych z podwoziem przedstawiono na rys. 13. Interesujące zachowanie się elementów podwozia występuje przy wypuszczonym podwoziu, czyli na początku oraz na końcu zapisu. Charakter zapisu nie zależy od przeciążenia pionowego tylko od manewrów po płycie lotniska.



Rys. 13. Przykładowy przebieg parametrów związanych z podwoziem

Przykładowe zestawienie parametrów związanych z połączeniem skrzydło-kadłub przedstawiono na rys. 14. Można zauważyć korelację wskazań odkształceń zapisanych przez tensometry z przeciążeniem pionowym.

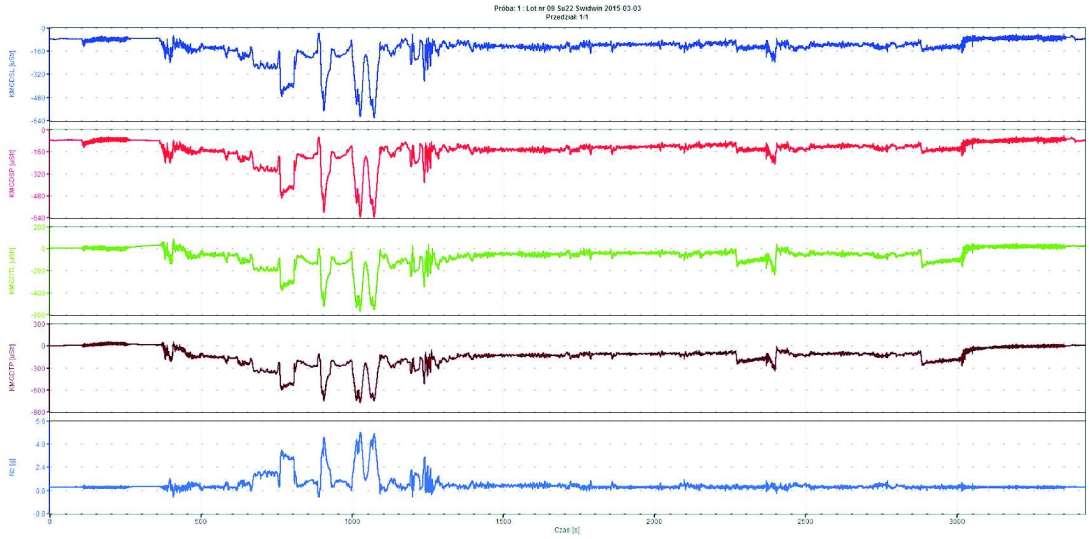


Rys. 14. Przykładowy przebieg parametrów związanych z połączeniem skrzydło-kadłub

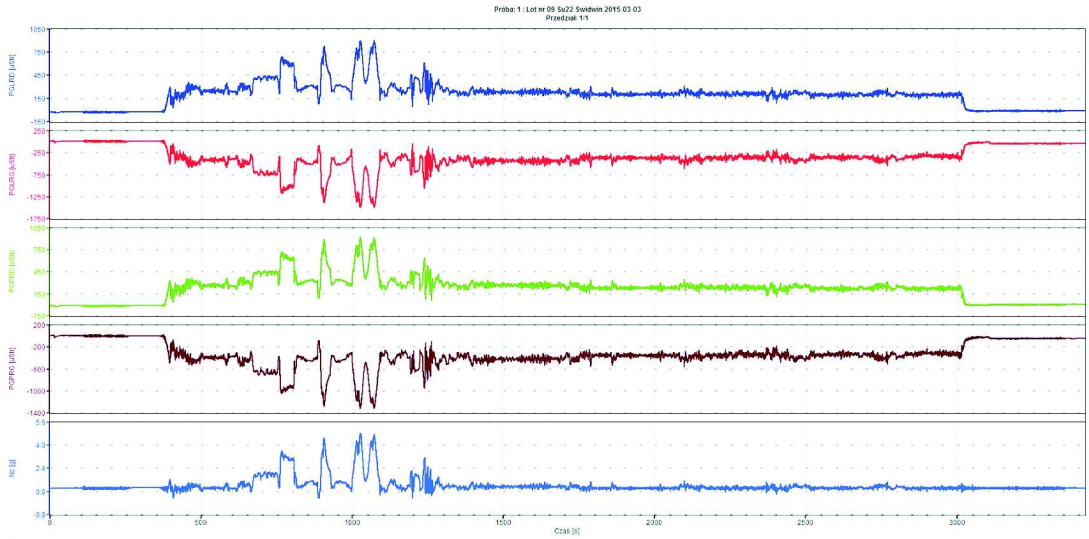
Przykładowe zestawienie parametrów związanych z kadłubem przedstawiono na rys. 15. Można zauważyć korelację wskazań odkształceń zapisanych przez tensometry z przeciążeniem pionowym. Dodatkowo uwidacznia się wpływ wypuszczania podwozia.

Przykładowe zestawienie parametrów związanych z przegubami skrzydeł przedstawiono na rys. 16. Można zauważyć korelację wskazań odkształceń zapisanych przez tensometry z przeciążeniem pionowym.

Zestawienie parametrów związanych z lądowaniem przedstawiono na rys. 17. Prędkość pionową przyziemienia określono na podstawie parametru o nazwie MRA_Alt otrzymanego z miniaturowego radiowysokościomierza.



Rys. 15. Przykładowy przebieg parametrów związanych z kadłubem



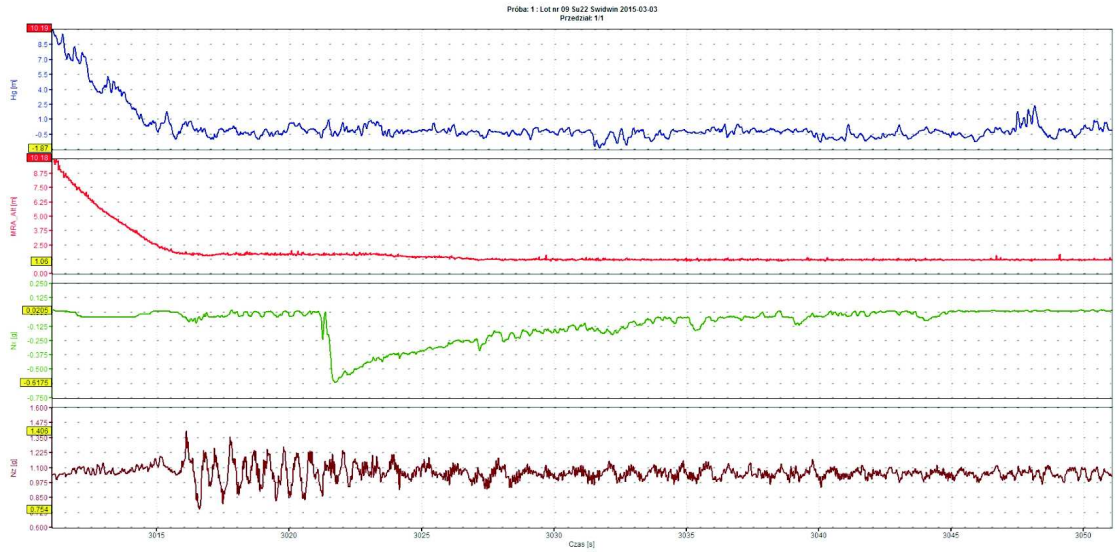
Rys. 16. Przykładowy przebieg parametrów związanych z przegubami skrzydeł

4. Wnioski

System pomiarowo-rejestrujący do pomiaru obciążeń eksploatacyjnych w elementach struktury samolotu Su-22UM3K spełnił stawiane mu wymagania.

Uzyskane wyniki z badań w locie pozwoliły na przygotowanie danych do przeprowadzenia pełnoskalowej próby zmęczeniowej struktury samolotu.

W wyniku przeprowadzonych lotów próbnych doświadczalnych wybrano osiem reprezentatywnych lokalizacji tensometrów. Dane z tensometrów naklejone na wybranych elementach struktury kilku samolotów Su-22UM3K podlegać będą monitorowaniu w procesie eksploatacji nadzorowanej. Uzyskana zostanie w ten sposób ciągła i długotrwała kontrola procesów zachodzących podczas eksploatacji sześciu samolotów szkolno-bojowych objętych programem. Na tej podstawie eksploatowane będą pozostałe samoloty Su-22UM3K.



Rys. 17. Przykładowy przebieg parametrów związanych z lądowaniem

Zmierzono prędkość pionową przyziemienia, która w trakcie badań wynosiła ok. 2 m/s.

Efekt pozytywnego zakończenia próby zmęczeniowej – potwierdzenie wytrzymałości konstrukcji pozwalające na przedłużenie resursu technicznego samolotów Su-22UM3K i Su-22M4:

- eksploatacja przez kolejne 10 lat;
- godziny lotu: z 2700 do 3200;
- liczba lądowań:
  - z 4000 do 6000 dla Su-22UM3K,
  - z 3000 do 4000 dla Su-22M4.

Bibliografia

1. Roliński Z., 1981, *Tensometria oporowa*, WNT, Warszawa
2. Styburski W., 1971, *Przetworniki tensometryczne*, WNT, Warszawa
3. Biuletyn konstrukcyjno-eksploatacyjny Nr P/O/R/U/ 5658/K/E/2014 – Samolot Su-22UM3K Nr 310 dotyczący: zabudowy systemu rejestracji KAM-500 do pomiaru obciążeń struktury samolotu Su-22UM3K nr 310 oraz określenia zakresu dodatkowych czynności obsługowych
4. Sprawozdanie z pracy pt.: Zabudowa systemu pomiarowo-rejestrującego KAM-500 na pokładzie samolotu Su-22UM3K nr 310, nr bibl: 8123/50
5. Sprawozdanie nr 2/36/2015 z przeprowadzenia lotów próbnych doświadczalnych na pomiar obciążeń struktury samolotu Su-22UM3K podczas wykonywania manewrów w locie i na ziemi, nr bibl: 8121/50

Selected aspects of tests during flight of operational loads in Su-22UM3K aircraft structure elements

The Air Force Institute of Technology has conducted research and development studies aimed at determining the degree of aircraft depletion. In such a way, they faces the problems associated with ageing aircraft technology as well as high cost of the new aircraft purchase in a situation of the need for further operation of the currently used technology.

It is connected with determining a real spectrum of structure loads during aircraft operation, development of a computer model for numerical calculations of selected structural elements, as well as conducting simulation, load analysis and determination of the aircraft structure fatigue limit, which constitutes an essential element of extending a technical service life resource.

The collection of data on actual loads in structural elements while testing during flight is possible thanks to complex measuring and recording systems. While testing during flight of Su-22UM3K aircraft, the system built on the basis of KAM500 recorder, which is an example of a modular design recorder, has been applied. Therefore, it is possible to adjust the set-up to the measurement task needs.

The tests carried out during flight allow one to obtain information on Su22UM3K aircraft actual operating profile and determine the strain gauge measurement channels intended to be used in further aircraft operation. The flights included elements of the tasks performed during flight training.

The obtained results were a basis of Su-22UM3K aircraft structure fatigue test implementation.

The successful completion of this test allowed one to extend Su-22 aircraft technical service life resources by 10 years.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVII 2016

ANALIZA I WYPRACOWANIE NAJKORZYSTNIEJSZEGO SYSTEMU ŻYWIC NA BAZIE EPOKSYDÓW

Mirosław Nowakowski, Krzysztof Sibilski, Krzysztof Figur, Wojciech Lorenc
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa
e-mail: wojciech.lorenc@itwl.pl

W niniejszej pracy wykonano analizę i przedstawiono wypracowanie najkorzystniejszego rozwiązania systemu żywic na bazie epoksydów.

1. Wprowadzenie

Metody laminowania są różnorodne, wykorzystywane są różne typy żywic, odpowiednio dobrane do parametrów technicznych danego obiektu. Obecnie stosowane są trzy główne rodzaje żywic, tj. żywica do infuzji, laminowania ręcznego oraz RTM (ang. *Resin Transfer Moulding*). Warunkiem uzyskania zamierzonych właściwości kompozytu polimerowego jest odpowiednie powiązanie ze sobą, za pomocą spoiwa, zbrojenia w procesie produkcji. Im większy jest stosunek objętościowy zbrojenia w kompozycie, tym lepiej. Różnorodność metod stosowanych do wytwarzania kompozytów, a także badania mające na celu opracowanie nowych materiałów kompozytowych, mogą w przyszłości przyczynić się do tego, że większość tradycyjnych materiałów w budownictwie, przemyśle czy życiu codziennym zostanie zastąpiona przez kompozyty [4].

2. Rodzaje żywic do laminowania

Żywice do laminowania możemy podzielić na żywice do laminowania ręcznego, infuzji oraz RTM. Istnieją także żywice stosowane w technologii prepreg (zbrojenie zaipregnowane żywicą). Technologia ta związana jest z preinmregnowaniem, gdzie proces produkcji sprowadza się do nałożenia, wygrzania w piecu lub autoklawie, w celu uzyskania kompletnego procesu polimeryzacji. Otrzymywanym produktem są włókna szklane nasączone żywicą z odpowiednim środkiem utwardzającym. Na obecnym etapie technologia prepreg ze względu na wymaganie posiadania drogiej infrastruktury do produkcji (autoklaw) nie będzie wykorzystana.

Żywice poliestrowe

Jest to grupa żywic syntetycznych, których głównym składnikiem są różnego rodzaju poliestry. Najczęściej spotykane są dwuskładnikowe nienasycone żywice poliestrowe, w których proces sieciowania zachodzi w temperaturze pokojowej i jest oparty na rodnikowo inicjowanej reakcji między wiązaniami wielokrotnymi węgiel-węgiel występującymi w strukturze tych substancji. Do laminowania ręcznego stosuje się nienasycone żywice poliestrowe.

Stosowane w procesie laminowania ręcznego, infuzji, RTM itd. Używane do wytwarzania elementów karoserii pojazdów, łodzi, laminowanie głównie z matami szklanymi. Ze względu na dość duży skurcz kompozytu oraz możliwość uczulenia personelu technicznego niestosowana obecnie przez pracownię zakładu 36.

Żywice epoksydowe

Rodzaj dwuskładnikowej żywicy syntetycznej zdolnej do tworzenia nietopliwych i nierozpuszczalnych tworzyw sztucznych na skutek reakcji sieciowania z udziałem ugrupowań epoksydowych.

Składnikami żywic epoksydowych są zwykle polifenole, rzadziej poliglikole, oraz epichlorohydryna lub oligomery posiadające na końcach ugrupowania epoksydowe.

Żywica epoksydowa jest, zależnie od masy cząsteczkowej i struktury, lepką cieczą lub topliwym ciałem stałym, rozpuszczalnym w ketonach i węglowodorach aromatycznych. Utwardzona żywica epoksydowa staje się nierozpuszczalna i nietopliwa, bardzo przyczepna do prawie wszystkich materiałów oraz względnie chemoodporna. Żywica epoksydowa stosowana obecnie jest przy budowie wysokiej jakości elementów konstrukcyjnych opartych o zbrojenia z tkanin węglowych, szklanych, aramidowych oraz hybrydowych. Żywica epoksydowa infuzyjna stosowana jest obecnie w produkcji BSP ATRAX.

Żywice dostępne na rynku

Posiadając doświadczenie w zakresie wytwarzania kompozytowych struktur BSP ATRAX, do wstępnego wykonania wybrano żywice: LH 288, LG 700 oraz LG 900 UV.

Żywica LH 288

Epoksydowa żywica LH 288 charakteryzuje się bardzo małą lepkością [1]. Żywica na bazie bisphenolu A. Lepkość: 500-900 mPas/25°C. Żywica znajduje zastosowanie w produkcji łodzi, modeli samolotów oraz form. Mieszana z utwardzaczem w stosunku wagowym od 100:18 do 100:26 (tabela 1 i tabela 2).

Tabela 1. Proporcje mieszania żywicy LH 288 [1]

Utwardzacz	Odporność [°C]	Czas pracy [min]	Proporcja mieszania
H 281	80	30	100:26
H 282	100	40-50	100:23
H 283	80	90-100	100:18
H 284	110	200	100:23

Tabela 2. Parametry żywicy LH 288 [1]

Składnik	Proporcja mieszania
Ekwiwalent epoksydowy [g/mol]	180-196
Barwa [Gardner]	max 3
Index epoksydowy [mol/1000g]	0,51-0,56
Punkt zapalny [°C]	ponad 150
Lepkość [mPa·s 25°C]	500-9–
Gęstość [g/cm^3]	1,12-1,16

Żywica lG 700

Jest to niskolepka żywica do laminowania ręcznego i RTM [2]. Najwyższa jakość laminatu, którą można jeszcze poprawić poprzez wygrzewanie w podwyższonej temperaturze (rys. 1). Stosowane utwardzacze: HG 700, 700F, 700M, 737. Wraz z utwardzaczem mieszana w proporcji wagowej 100:30.

LG 700	HG 700 F	HG 700 R	HG 700 M	HG 700
at 25°C	1 – 2 hours	2 hours	2 – 3 hours	3 –5 hours
at 50°C	25 min.	35 min.	50 min.	1,5 hour

Rys. 1. Czas przygotowania mieszaniny [2]

LG 700	HG 700 F	HG 700 R	HG 700 M	HG 700	HG 737
at 23°C (2-7 days)	55°C	60°C	60°C	60°C	55°C
at 50°C (3 hours)	65°C	70°C	70°C	70°C	65°C
at 60°C (> 3 hours)	75°C	80°C	80°C	80°C	75°C
at 90°C (> 2 hours)	95°C	100°C	100°C	100°C	95°C
at 120°C (2 hours)	105°C	110°C	110°C	110°C	105°C

Rys. 2. Odporność temperaturowa oraz temperatury wygrzewania mieszaniny [2]

Żywica LG900 UV [3]

Niskolepka żywica do laminowania ręcznego, RTM, vacuum oraz infuzji. System odporny na działanie promieni słonecznych. Żywica stosowana do budowy lekkich, zarazem mocnych konstrukcji łodzi, szybowców oraz modeli samolotów. Proporcje mieszania wagowo 100:34, czas życia do 180 minut (rys. 3).

		LG 700
Density	g/cm^3 (25°C)	1,18 - 1,23
Viscosity	mPa/s (25°C)	600 – 900
Epoxy equivalent	mol/1kg	156 – 165
Epoxy index	-	0,60 - 0,64
Colour	Gardner	max 3

		HG 700 F	HG 700 R	HG 700 M	HG 700	HG 737
Density	g/cm^3 (25°C)	0,98	0,96	0,96	0,94	0,98
Viscosity	mPa/s (25°C)	30 - 40	50 – 60	35 - 50	15 - 20	10 - 15
Hydrogene equivalent	-	48	48	48	48	48
Colour	Gardner	max 3*	Max 2	max 3*	max 3*	max 3*

* related to a non-coloured hardener

Details for processing:

	LG 700	HG 700 F	HG 700 R	HG 700 M	HG 700	HG 737
Average epoxy value	0,62	-	-	-	-	-
Average amine equivalent	-	48	48	48	48	48
Storage	24 months (epoxy resin), 12 months (hardeners) in the original package					

Rys. 3. Parametry żywicy LG 700 [2]

LG 900 UV	HG 100	HG 120
at 25°C (7 days)	60°C (not recommended)	60°C (not recommended)
at 60°C (12 hours)	75°C	80°C
at 90°C (10 hours)	80 - 85°C	82 - 88°C
at 110 - 120°C (> 6 hours)	90°C	95°C

Rys. 4. Odporność temperaturowa mieszaniny [3]

Ze względu na bogate doświadczenie w stosowaniu żywicy LG700 (rys. 4-6) została ona wybrana do przeprowadzenia procesu technologicznego laminowania próbek kompozytu węglowego.

		LG 900 UV
Density	g/cm^3 (25°C)	1,20- 1,25
Viscosity	mPa/s (25°C)	700 -1300
Epoxy equivalent	mol/1kg	164 - 179
Epoxy index	-	0,56 – 0,61
Colour	Gardner	max 3

Rys. 5. Podstawowe parametry żywicy LG 900 [3]

Modulus of elasticity in tension	3.370 – 3.430 MPa
Tensile strength	82 – 83 MPa
Breaking voltage	70 – 78 MPa
Tensile renewal	5,2 MPa
Extension to severance	6 – 6,5%

Rys. 6. Podstawowe parametry żywicy LG 900 [3]

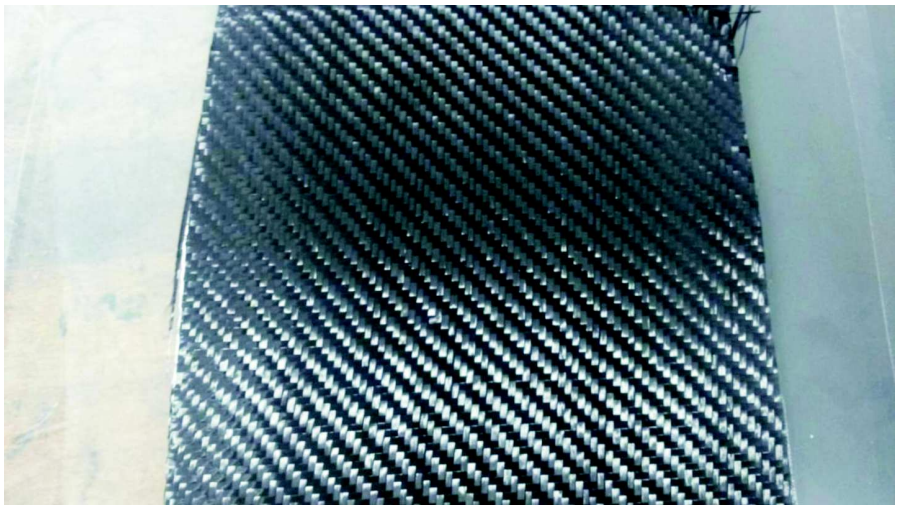
Właściwości i parametry żywicy LG 700 są wystarczające do obecnego zastosowania, dodatkowym atutem żywicy LG700 jest łatwość dostępu na Polskim rynku.

3. Badania doświadczalne i ich wyniki

Proces laminowania arkusza z kompozytu węglowego został wykonany według zaplanowanego schematu technologicznego:

a) przygotowano formę poprzez nałożenie środka rozdzielającego w liczbie 5 warstw, każda warstwa po nałożeniu została pozostawiona do wyschnięcia na 10 minut, a następnie dokładnie wypolerowana;

b) następnie nałożono kolejne warstwy zbrojenia (rys. 7) kompozytu węglowego;



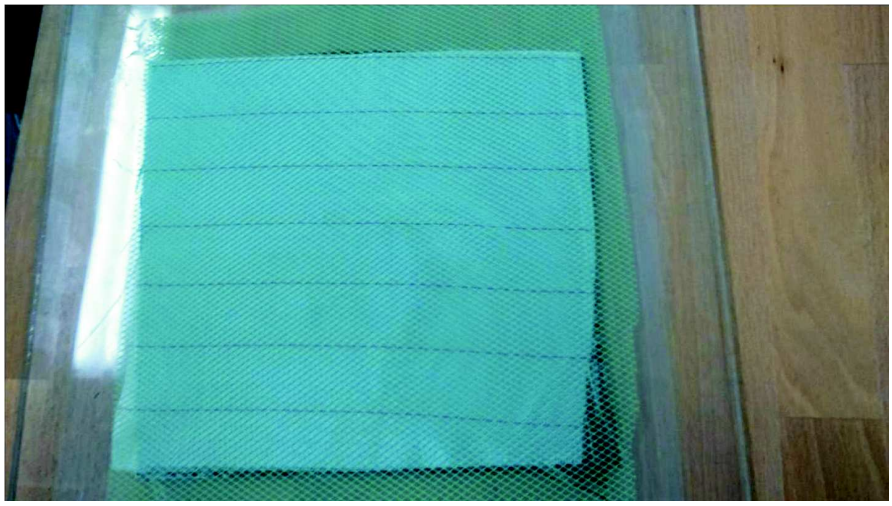
Rys. 7. Nałożenie warstwy tkaniny delaminacyjnej

c) ułożono warstwę tkaniny delaminacyjnej (rys.8);

d) nałożono siatki rozprowadzające oraz przewody doprowadzające żywice i przewody instalacji podciśnienia (rys. 9);

e) ułożone zostały warstwy technologiczne;

Rys. 8. Warstwa tkaniny delaminacyjnej

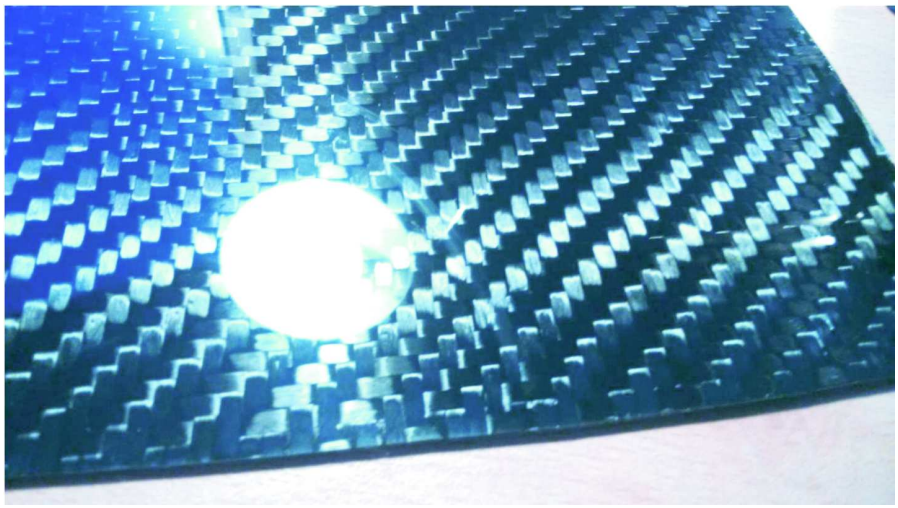


Rys. 9. Widoczna na wierzchu siatka rozprowadzająca żywicę

Rys. 10. Zamknięta forma

f) forma została zamknięta membraną z foli próżniowej (rys. 10);

g) przeprowadzono proces przesycania po odessaniu powietrza spod worka próżniowego.



Rys. 11. Gotowy arkusz wykonany z kompozytu węglowego po otworzeniu formy gotowy do wycinania próbek

4. Podsumowanie

Zainteresowanie kompozytami jest wynikiem tego, że posiadają one doskonałe parametry mechaniczne i wytrzymałościowe, a także posiadają mały ciężar właściwy. Ważnym elementem przy opracowaniu technologii laminowania arkusza jest odpowiednie dobranie żywic.

W przemyśle głównie stosuje się żywicę epoksydową i poliestrową. Dostępność i różnorodność materiału na rynku jest ogromna, przez co warto dokładnie go przeanalizować i dobrać najkorzystniejszą dla danego projektu żywicę. Dzięki temu możliwe jest wykonanie odpowiednich obróbek, które w dużym stopniu przyczynić się mogą do rozwoju wielu dziedzin przemysłu.

Zastosowanie odpowiednich żywic może także wpłynąć na bezpieczeństwo użytkowania elementów, które przeszły przez proces laminowania bądź infuzji. Dobranie odpowiedniego typu żywicy do wymagań technologicznych danego obiektu znacząco wpłynie na jego niezawodność.

Bibliografia

1. *Havel-Composities*, Karta techniczna żywicy LH 288
2. *GRM-Systems*, Karta techniczna żywicy LG 700
3. *Surfpol*, Karta techniczna żywicy LH 900 UV
4. http://www.reja.com.pl/know-how/view/zywice-epoksydowe

Analysis and elaboration of most favorable systems to epoxy resin base

The variety of methods used for lamination uses different types of resins relevant the technical parameters of an object. Currently, there are three main types of resins: resin infusion, hand lay-up and RTM (Resin Transfer Moulding). Availability and diversity of materials in the market is huge, so it is worth to thoroughly analyze and select the most advantageous resins for the project. This makes it possible to take appropriate treatments, which largely can contribute to the development of many industries.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVII 2016

TECHNOLOGIA LAMINOWANIA ARKUSZA DO WYKONANIA PRÓBEK METODĄ INFUZJI

Mirosław Nowakowski, Krzysztof Sibilski, Wojciech Lorenc
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa
e-mail: wojciech.lorenc@itwl.pl
Agata Nykaza
Politechnika Poznańska, Poznań
e-mail: agata.nykaza@gmail.com

W pracy przedstawiono etapy opracowania technologii laminowania arkusza do wykonania próbek metodą infuzji. Wykonanie próbek przeznaczonych do badań wytrzymałościowych wymaga przeprowadzenia procesu laminowania arkuszy opartych o włókna węglowe oraz żywicę epoksydową.

1. Wprowadzenie

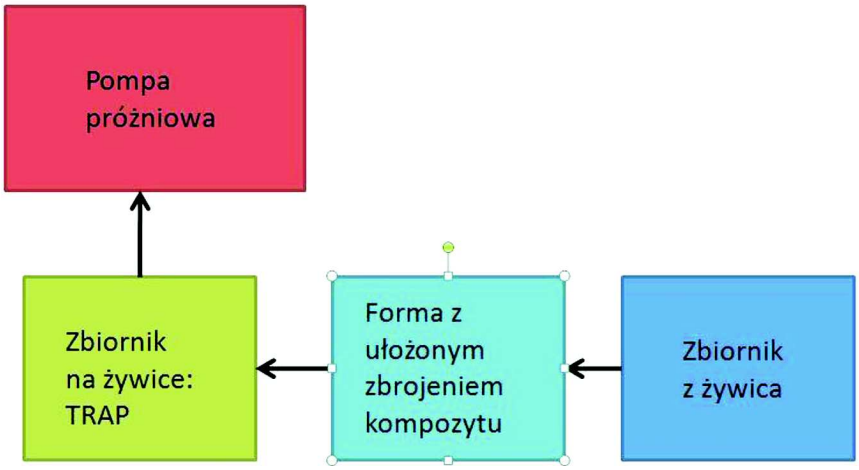
Proces laminowania w Polsce znany jest od bardzo dawna, początkowo stosowana była metoda laminowania ręcznego (laminowanie kontaktowe). Jest to najpopularniejsza metoda stosowana do produkcji wyrobów z kompozytów polimerowych. Prostota tej metody pozwala na szybkie uruchomianie produkcji nowych wyrobów przy niskich kosztach wyprodukowania. Do produkcji potrzebna jest odpowiednia forma. Laminowanie polega na ręcznym nakładaniu i ułożeniu w formie, pokrytej wcześniej środkiem rozdzielającym, pewnej ilości warstw nośnika nasyconego, a następnie zestaleniu jej w temperaturze otoczenia. Zaletą tej metody jest brak ograniczeń co do gabarytów wyrobu oraz możliwość wykonywania wyrobów posiadających dość skomplikowany kształt. W technologii infuzji wykonuje się między innymi kadłuby samolotów ultralekkich, szybowców, elementy karoserii samochodów, baseny, łodzie czy inne rzeczy codziennego użytku.

2. Metoda infuzji

Proces laminowania w rozpatrywanym przypadku oparty jest na technologii infuzji. Jest to metoda pozwalająca na uzyskanie bardzo wysokich parametrów kompozytu, tj. zawartość zbrojenia nawet do 50-60%. W odróżnieniu od laminowania ręcznego w formie układane są warstwy uzbrojenia, które nie są przesączone żywicą. Jest to metoda z wykorzystaniem próżni. Dzięki niej możliwe jest tworzenie m.in. kadłubów samolotów ultralekkich czy szybowców. Zaletą tej metody jest głównie jakość wykonanych elementów, a także znaczne zmniejszenie emisji styrenu do atmosfery.

Technologia infuzji (ang. *vacuum infusion*) pozwala uzyskać bardzo wysokie parametry kompozytu, dzięki czemu zawartość zbrojenia wynosi nawet do 50-60%. Technologia ta polega na ułożeniu w formie pokrytej żelkotem lub lakierem warstw zbrojenia, nie przesączonych żywicą. Po ułożeniu zbrojenia w formie, układa się medium rozprowadzające żywicę oraz instalację podciśnieniową wraz z instalacją zasilania żywicą.

Po zaaplikowaniu wszystkich warstw, zgodnie z diagramem laminowania, rozłożeniu wszystkich instalacji, uszczelnieniu worka i odpompowaniu powietrza spomiędzy formy i worka próżniowego przystępuje się do procesu infuzji. Do punktów zasilania podłączony zostaje zbiornik z mieszaniną żywicy i utwardzacza. Substancje te powinny być wymieszane w odpowiednich proporcjach. Różnica ciśnień, powstała w wyniku odessania powietrza spod worka próżniowego, powoduje zasysanie żywicy z pojemnika do instalacji. Po przesączeniu elementu żywicą odcina się dopływ żywicy, a następnie odłącza się zasilanie próżnią (rys. 1). Element zostaje wykonany w jednym kroku technologicznym, emisja styrenu jest wielokrotnie niższa niż przy technologii ręcznej.



Rys. 1. Schemat instalacji próżniowej [opracowanie własne]

3. Badania doświadczalne i ich wyniki

3.1. Opis procesu

Forma, w której zostały wykonane arkusze, została przygotowana do laminowania poprzez naniesienie na jej powierzchnię środków antyadhezyjnych, tzw. rozdzielaczy. Następnie na powierzchni formy ułożone zostało zbrojenie kompozytu oraz warstwy materiałów technologicznych. Po ułożeniu zbrojenia oraz ułożeniu instalacji technologicznej całość kompozytu została zamknięta workiem próżniowym oraz uszczelniona. Po uszczelnieniu formy zostało odessane powietrze spod worka, dzięki czemu nastąpił właściwy proces przesycania kompozytu.

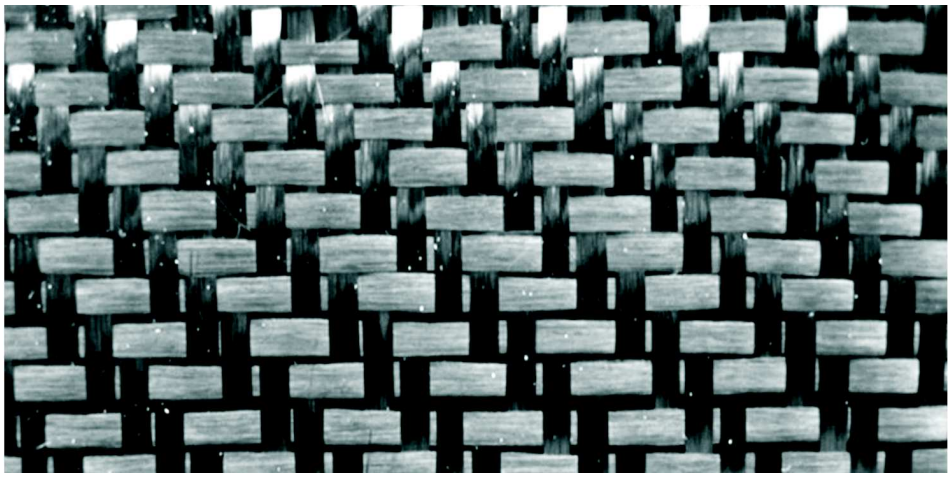
3.2. Materiały użyte w procesie

Zbrojenie

W rozpatrywanym przypadku jako zbrojenie użyta została tkanina węglowa (rys. 2) o gramaturze 160 g/m^2 o splocie TWILL 2/2.

Tkanina delaminacyjna

W procesie niezbędne było użycie tkaniny delaminacyjnej (rys. 3), dzięki której możliwe było wyrównanie powierzchni kompozytu oraz utworzenie chropowatej warstwy technologicznej. Warstwa ta wspomaga łączenie elementów ze sobą, ponadto tkanina delaminacyjna zapobiega przyklejeniu warstwy technologicznej do powierzchni kompozytu.



Rys. 2. Tkanina węglowa

Rys. 3. Tkanina delaminacyjna

Siatka rozprowadzająca żywicę

Element ten (rys. 4) jest niezbędny dla zapewnienia odpowiedniego poziomu przesycenia kompozytu.

Folia próżniowa

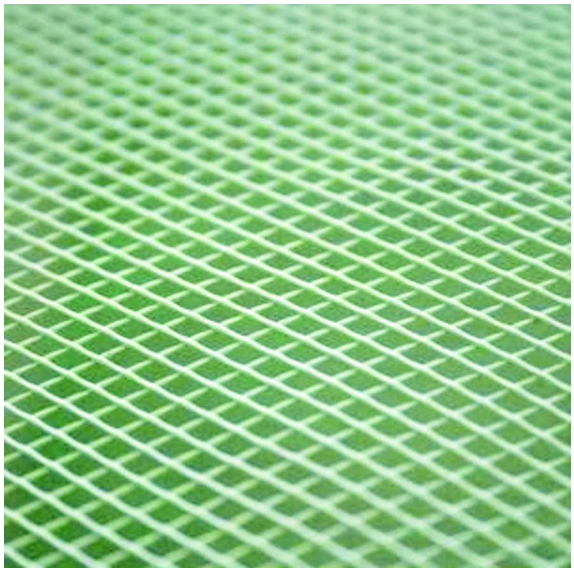
Element ten jest niezbędny do przeprowadzenia procesu infuzji, tworzy membranę, która po odessaniu powietrza dociska kompozyt do formy oraz tworzy odpowiednie warunki do przepływu żywicy w kompozycie.

Taśma butylokauczukowa

Element ten (rys. 5) służy do uszczelnienia instalacji worka próżniowego.

Przewody

W procesie infuzji wykorzystuje się dwa rodzaje przewodów: spiralne do rozprowadzenia żywicy po powierzchni siatki rozprowadzającej oraz przewody dostarczające żywice do układu, jak i do odprowadzenia powietrza spod worka próżniowego.



Rys. 4. Siatka rozprowadzająca

Rys. 5. Siatka butylokauczukowa

4. Opracowanie ułożenia warstw zbrojenia w kompozycie węglowym

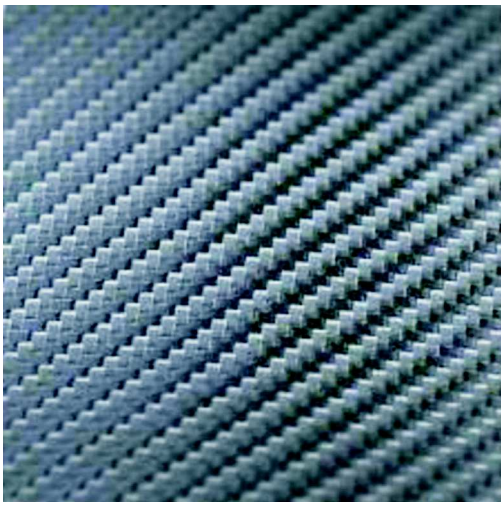
Włókna węglowe karbonizowane o strukturze zbliżonej do budowy grafitowej pojawiły się pod koniec lat 60. XX wieku. Ze względu na swoje właściwości mechaniczne znalazły zastosowanie w budowie samolotów, zarówno cywilnych jak i wojskowych. Poza wysoką wytrzymałością mechaniczną, włókna węglowe charakteryzują się wysoką chemoodpornością oraz stabilnością temperaturową.

4.1. Otrzymywanie włókien węglowych

Materiałem wyjściowym do produkcji włókien węglowych są włókna organiczne, głównie chemiczne włókna celulozowe. Włókna węglowe powstają w procesie pirolizy i w zależności od ilości węgla w pirolizie oraz jej temperatury można wytworzyć trzy grupy włókien: węglowe, grafitowe oraz częściowo karbonizowane. Włókna węglowe otrzymywane są w trzystopniowym procesie. W pierwszej fazie procesu ogrzewa się włókna w temperaturze 220-250°C przez okres 50 godzin, aż do ich pełnego utlenienia, następnie ogrzewa się włókna w temperaturze 1000°C w atmosferze obojętnej. Następuje wówczas reakcja karbonizacji, mająca na celu usunięcie innych składników poza węglem. W tym etapie powstają pierścienie heksagonalne zbliżone do grafitowych, co powoduje zwiększenie właściwości wytrzymałościowych. W trzeciej fazie pirolizy włókna ogrzewa się w temperaturze 3000°C i podwyższonym ciśnieniu, co powoduje zajście procesu krystalizacji i upodobnienie struktury do struktury grafitu, wzrasta moduł Younga. Wszystkie procesy przeprowadzane są w sposób ciągły w piecach ogrzewanych elektrycznie o komorach wykonanych

z materiałów żaroodpornych. Jakość oraz parametry otrzymywanych włókien węglowych zależą od jakości włókien celulozowych oraz od parametrów utrzymywanych w procesie karbonizacji.

Z włókien węglowych wykonuje się również tkaniny jednokierunkowe, tkaniny tkane oraz tkaniny biaxialne. W produkcji arkuszy do wykonania próbek kompozytu węglowego niewzbogaconego o absorber HPM wykorzystana zostanie tkanina tkana o splocie typu TWILL 2/2 i gramaturze 160 g/m^2 (rys. 6).

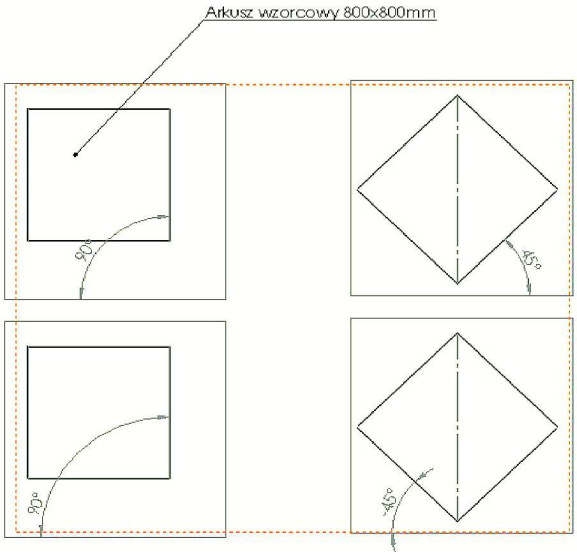


Rys. 6. Tkanina węglowa hexcell 160 g/m^2 TWILL 2/2

Ze względu na charakter badań wytrzymałościowych oraz cieplnofizycznych, arkusz wykonany został wedle schematu 0, 90, ±45 stopni. Ułożenie takie pozwoliło na zapoznanie się z właściwościami wytrzymałościowymi kompozytu jako całości. W rzeczywistości istnieje także możliwość wykonania arkusza o dowolnej orientacji włókien względem siebie.

4.2. Wycinanie tkaniny

Elementy tkanin wycinane były ze wstęgi tkaniny węglowej przy wykorzystaniu metalowego wzornika o wymiarach 800 mm×800 mm (rys. 7).



Rys. 7. Ułożenie wzornika na tkaninie

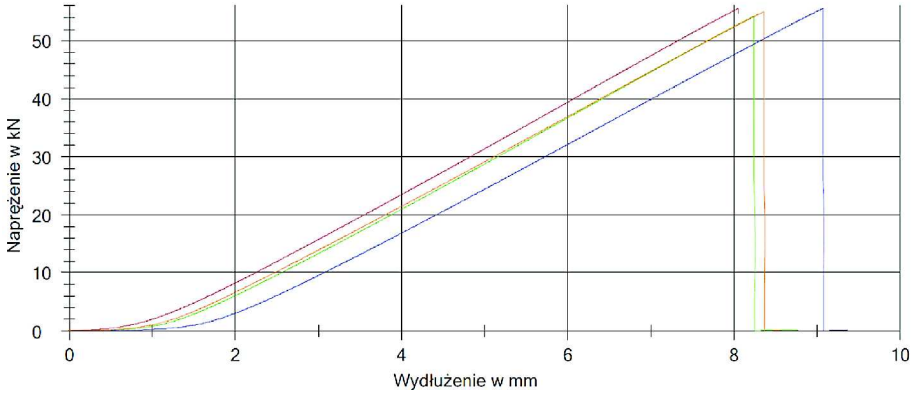
Na rysunku 7 pokazano, w jaki sposób ułożone były poszczególne warstwy zbrojenia w kompozycie węglowym. Arkusz wzorcowy posłużył do wycięcia warstw o orientacji 0°, 90° oraz ±45° w stosunku do osnowy tkaniny. Pomiary grubości przesyconej tkaniny pokazały, że grubość pojedynczej warstwy przesyconego kompozytu wynosi 0,17 mm, a zatem kompozyt o planowanej grubości 2 mm wykonany zostanie z 12 warstw zbrojenia tkaniną o gramaturze 160 g/m^2.

4.3. Wyniki badań

Ze wstępnych badań (tabela 1) wywnioskowano, że do zerwania próbki kompozytu węglowego nie wzbogaconego o absorber HPM i wymiarach 250 mm×25 mm×2 mm (przekrój kompozytu 50 mm^2) wymagana będzie siła około 55 KN.

Tabela 1. Wyniki próbnego zerwania kompozytu węglowego nie wzbogaconego absorberem HPM wykonanego w technologii infuzji

Nr	Data	E_t [MPa]	σ_{x1} [MPa]	σ_M [MPa]	ε_M [%	b [mm]	h [mm]	A_0 [mm^2]
1	2015.07.15	95000	–	847	1,03	26,25	2,5	65,63
2	2015.07.15	95100	–	834	1,05	26,00	2,5	65,00
3	2015.07.15	96100	–	884	1,16	25,15	2,5	62,88
4	2015.07.15	95500	–	865	1,07	25,45	2,5	63,63



Rys. 8. Charakterystyka stosunku wydłużenia do naprężenia próbek testowych

5. Podsumowanie

Do wykonania próbek kompozytu potrzebne jest wykonanie próbek przeznaczonych do badań wytrzymałościowych. Powyższa technologia wymaga przeprowadzenia procesu laminowania arkuszy opartych na włóknach węglowych oraz żywicy epoksydowej. Ważnym elementem przy opracowaniu technologii laminowania arkusza jest odpowiednie ułożenie warstw zbrojenia w kompozycie węglowym. Tworzywa te ze względu na swoje właściwości mechaniczne znalazły szerokie zastosowanie w budowie statków powietrznych. Włókna węglowe powstają w procesie pirolizy (suchej destylacji). W zależności od ilości węgla w pirolizie oraz jej temperatury można wytworzyć trzy grupy włókien: węglowe, grafitowe oraz częściowo karbonizowane. Dzięki temu możliwe jest wykonanie odpowiednich typów włókien, które posłużyć mogą w szerokim zakresie modelarskim, jak i w rozwoju wielu dziedzin życia. Wykonane badania próbki wykazały, że kompozyt posiada potencjał do zastosowania go w bezzałogowych, jak i załogowych konstrukcjach statków powietrznych.

Bibliografia

1. Brzeziński J., 1964, *Laminaty termoutwardzalne. Tworzywa sztuczne*, Wyd. Naukowo-Techniczne, Szczecin
2. Kłosowska-Wołkowicz Z., Królikowski W., Penczek P., 1969, *Żywice i laminaty poliestrowe*, Wyd. Naukowo- Techniczne, Warszawa
3. http://www.reja.com.pl/know-how/view/zywice-epoksydowe
4. http://www.kompozyty.milar.pl/strony-infuzja-2-5

Laminating technology of sheets for manufacturing of test samples

This article presents stages of the development of technology of manufacturing of laminated sheet samples by the infusion method. Implementation of samples for strength tests requires a process of laminating sheets based on carbon fibers and epoxy resin.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVII 2016

DESIGN OPTIMIZATION OF A VERY LIGHT AIRCRAFT ENGINE MOUNT WITH CONSIDERATION OF EXTREMAL FLIGHT LOADS

Aleksander Olejnik, Stanisław Kachel, Robert Rogólski,
Abdelkader Benaouali, Tomasz Łącki

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki i Lotnictwa, Warszawa

e-mail: abdelkader.benaouali@wat.edu.pl

Engine mounts are intended to support the engine on the airplane while preventing the engine vibrations from being transmitted to the aircraft structure, and thus have to be designed to follow some structural requirements. In this paper, a structural optimization is implemented for the design of an engine mount planned to be used in a very light aircraft OSA. The load cases, involved in the design process, are calculated in accordance with the recommendations of the EASA CS-VLA. The objective is to design a light structure yet strong and stiff enough to resist flight loads.

1. Introduction

Asides from its basic function of connecting the engine and the airframe together, the light aircraft engine mount serves as an elastic structure isolating the frame from much of the vibrations arising from excitation forces in the power plant group. Therefore, the mount structure must be designed to meet some requirements:

- carry flight loads acting on the propulsion system,
- have an appropriate strength and stiffness at a minimal mass,
- absorb engine vibrations while resisting resonance excitations,
- induce a minimal drag.

Moreover, the mount shape is under the constraint that it must ease the access to engine components (and to the equipment installed on it) for maintenance and to provide fast engine replacement [1]. In order to achieve the desired engine mount design, structural optimization must be carried out taking into account different critical flight load cases that the aircraft is subjected to.

The mount structure is to be designed for mounting a Lycoming IO-320 B1A engine on a 2 seat fixed-wing very light aircraft OSA (Fig. 1) which is under construction at the Military University of Technology. The aircraft characteristics (engine type, number of seats, take-off weight and stall speed) justify the applicability of the European Aviation Safety Agency Certification Specification for Very Light Aircraft EASA CS- VLA [2]. The critical flight load cases, used for the design process, are therefore calculated using CS- VLA recommendations.

The aim of the optimization problem is to find dimensions of the optimal rod section of the mount structure, considered as a truss, which minimize its weight when subjected to displacement, stress and frequency constraints. Design and optimization activities are performed using the commercial finite element software MSC.PATRAN/NASTRAN.

Rys. 1. Light patrol aircraft OSA just after assembly of the airframe

2. Flight load calculations

The first step in the design process is determination of flight loads acting on the aircraft propulsion system according to the CS-VLA requirements. The aircraft propulsion system basic data are summarized in Table 1.

Table 1. Aircraft propulsion system basic data

Maximum take-off power of engine N_{max}	160 HP(M)
Maximum rotation speed n_{max}	2700 rpm
Nominal power (maximum continuous power) of engine N_{nom}	120 HP(M)
Nominal rotation speed n_{nom}	2400 rpm
Shaft gear ratio i	1.0
Propeller diameter D_p	1.6 m
Number of blades n_b	3
Mass moment of inertia of propeller J_{prop}	5.65 kg m^2
Design gross mass of propulsion system m_{DPS}	163 kg

2.1. Design torque calculations

According to CS-VLA 361, it should be adopted that the design torque equals the calculated engine torque multiplied by a factor of $f_M = 2.0$ for a 4-cylinder engine.

The design (limit) take- off torque developed on the shaft

$$M_{max} = \frac{N_{max}}{n_{max} i} = \frac{160 \cdot 735.5}{2700 \cdot 2\pi/60)1} = 416.21 \text{ Nm}$$
$$M_{max_lim} = f_M M_{max} = 832.42 \text{ Nm} \tag{2.1}$$

The design (limit) nominal torque developed on the shaft

$$M_{max} = \frac{N_{nom}}{n_{nom} i} = \frac{120 \cdot 735.5}{(2400 \cdot 2\pi/60)1} = 351.18 \text{ Nm}$$
$$M_{nom_lim} = f_M M_{nom} = 832.42 \text{ Nm} \tag{2.2}$$

2.2. Thrust calculations at selected design airspeeds

2.2.1. Thrust at velocity $V = V_A$

According to flight envelope determined in [3], $V_A = 165.4$ km/h (45.94 m/s). The propeller efficiency at V_A is assumed to be $\eta_A = 0.7$.

The thrust at the maximum continuous power N_{nom}

$$P_{XA} = \eta_A \frac{N_{nom}}{V_A} = 0.7 \cdot \frac{120 \cdot 735.5}{45.94} = 1344.84 \text{ N} \tag{2.3}$$

2.2.2. Thrust at velocity $V = V_C$

According to flight envelope determined in [3], $V_C = 225\,\text{km/h}$ (62.5 m/s). The propeller efficiency at V_C is assumed to be $\eta_C = 0.85$.

The thrust at the maximum continuous power N_{nom}

$$P_{XC} = \eta_C \frac{N_{nom}}{V_C} = 0.85 \cdot \frac{120 \cdot 735.5}{62.5} = 1200.336 \text{ N} \tag{2.4}$$

2.3. Calculations for aircraft propulsion loads acting on the supporting structure

2.3.1. Load case 1 according to CS-VLA 361(a)(1)

According to CS-VLA 337(a), the positive limit maneuvering load factor may not be less than 3.8

$$\begin{aligned} M_{x1} &= M_{max_lim} = 832.42 \text{ Nm} \\ P_{z1} &= -0.75 m_{DPS} n A g = -0.75 \cdot 163 \cdot 3.8 \cdot 9.81 = -4557.24 \text{ N} \\ P_{x1} &= -P_{xA} = -1344.84 \text{ N} \end{aligned} \tag{2.5}$$

2.3.2. Load case 2 according to CS-VLA 361(a)(2)

$$\begin{aligned} M_{x2} &= M_{nom_lim} = 702.35 \text{ Nm} \\ P_{z2} &= -m_{DPS} n A g = -163 \cdot 3.8 \cdot 9.81 = -6076.31 \text{ N} \\ P_{x2} &= -P_{xA} = -1344.84 \text{ N} \end{aligned} \tag{2.6}$$

2.3.3. Load case 3 according to CS-VLA 363

According to CS-VLA 363(a), the load factor in lateral direction could be assumed as $n_{y3} = 1.33$. Therefore

$$P_{y3} = n_{y3} m_{DPS} g = 1.33 \cdot 163 \cdot 9.81 = 2126.71 \text{ N} \tag{2.7}$$

2.3.4. Load case 4 – upward gust

According to flight envelope determined in [3] for the aircraft with the minimum mass at upward gust velocity 15.24 m/s and at $H = 3000\,\text{m}$, the normal load factor value could be assumed as $n_4 = 4.9316$, So then

$$\begin{aligned} P_{x4} &= -P_{xC} = -1200.336 \text{ N} \\ P_{z4} &= n_4 m_{DPS} g = -4.9316 \cdot 163 \cdot 9.81 = -7885.78 \text{ N} \\ M_{x4} &= M_{nom_lim} = 702.35 \text{ Nm} \end{aligned} \tag{2.8}$$

2.3.5. Load case 5 – downward gust

According to flight envelope determined in [3] for the aircraft with the minimum mass at downward gust velocity 15.24 m/s and at $H = 3000\,\text{m}$, the normal load factor value could be assumed as $n_5 = -2.9316$

$$\begin{aligned} P_x &= -P_{xC} = -1200.336 \text{ N} \\ P_z &= n_5 m_{DPS} g = 2.9316 \cdot 163 \cdot 9.81 = 4687.72 \text{ N} \\ M_x &= M_{nom_lim} = 702.35 \text{ Nm} \end{aligned} \tag{2.9}$$

2.3.6. Load case 6 – gyroscopic loads

The gyroscopic loads acting on the engine are analyzed here for some variants described below (additional condition according to CS-23 371(a)(2). There are the following parameters concerned in further calculations:

1. Yaw rate $\omega_{yaw} = 2.5\,\mathrm{rad/s}$;
2. Pitch rate $\omega_{pitch} = 1.0\,\mathrm{rad/s}$;
3. Normal load factor $n_7 = 2.5$;
4. Maximum continuous thrust.

For detailed calculations, the case has been assumed that results from the limit values of these parameters at turns giving the most unfavorable interaction loads.

According to AMC 23.371 [4] for 3-bladed propeller, the maximum girioscoping moment is

$$M_{gir} = J_{prop}\omega_{yaw}\Omega \tag{2.10}$$

where ω is the pitch or yaw rate value, and Ω is the angular rate value of propeller rotation.
1) Yaw rate effect

$$\omega_{yaw} = 2.5\,\mathrm{rad/s} \qquad \Omega = \frac{2\pi \cdot 2400}{60} = 251.2\ \mathrm{rad/s} \tag{2.11}$$

So then

$$M_{gir} = J_{prop}\omega_{yaw}\Omega \qquad M_{gir} = 5.65 \cdot 2.5 \cdot 251.2 = 3548.2\ \mathrm{Nm} \tag{2.12}$$

2) Pitch rate effect

$$\omega_{pitch} = 1.0\ \mathrm{rad/s} \qquad \Omega = 251.2\ \mathrm{rad/s} \tag{2.13}$$

and

$$M_{gir} = J_{prop}\omega_{pitch}\Omega \qquad M_{gir} = 5.65 \cdot 1.0 \cdot 251.2 = 1419.28\ \mathrm{Nm} \tag{2.14}$$

3) Normal load factor effect

$$P_z = -m_{DPS}n_7 g = -163 \cdot 2.5 \cdot 9.81 = -3997.58\ \mathrm{N} \tag{2.15}$$

4) Thrust effect

In the calculations, the maximum continuous thrust has been accepted produced at velocity V_A

$$P_x = -P_{sA} = -1344.84\ \mathrm{N} \tag{2.16}$$

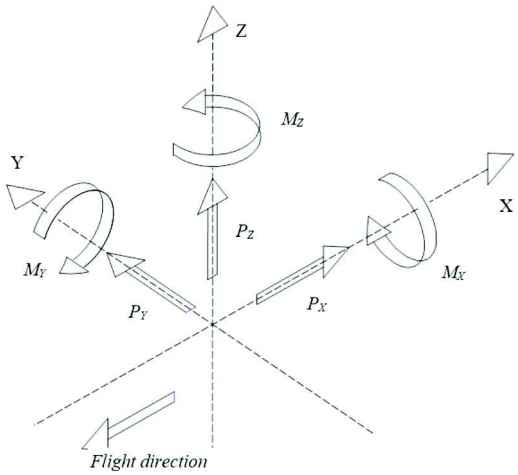
The force and moment values in all directions of the six load cases previously calculated are summarized in Table 2.

3. Preliminary design of the engine mount

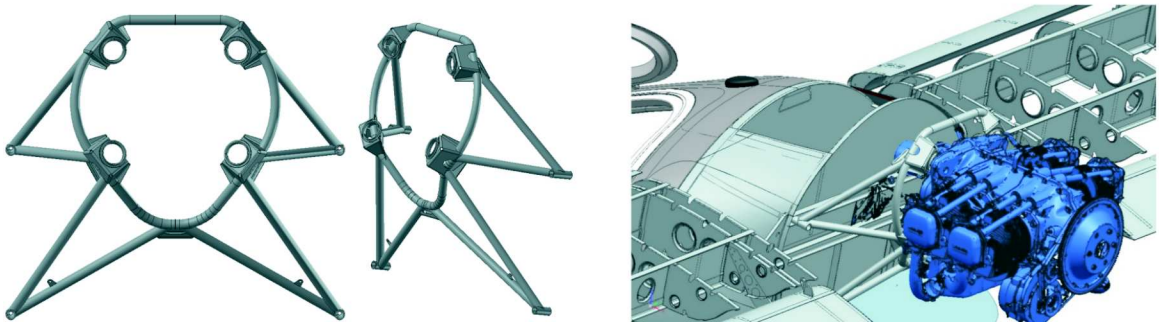
The CAD model of the engine mount (Fig. 2), developed using SIEMENS NX software, consists of a curved tube beam forming a load- carrying ring which surrounds the outline of the engine. Four attachment fittings are planned at points corresponding to the mounting holes disposed on

Table 2. Load case force and moment values

No.	Load case	P_x [N]	P_y [N]	P_z [N]	M_x [Nm]	M_{gir_y} [Nm]	M_{gir_z} [Nm]
1	CS-VLA 361(a)(1) – pull up	−1344.84		−4557.24	832.42		
2	CS-VLA 361(a)(2) – pull up	−1344.84		−6076.31	702.35		
3	CS-VLA – lateral load		2126.71				
4	Upward gust	−1200.34		−7885.78	702.35		
5	Downward gust	−1200.34		4687.72	702.35		
6	CS-23 371(a)(2) – spin	−1344.84		−3997.58	702.35	3548.2	1419.28



Rys. 2. The main load directions – forces and moments – according to the reference coordinate system



Rys. 3. CAD model of the engine mount and the whole assembly set including airframe, mount structure and IO-320 engine

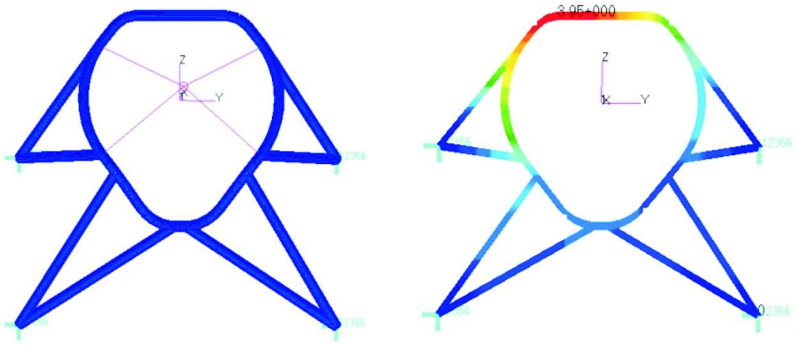
the body of the engine Lycoming IO-320-B1A. The ring is supported with eight rods mounted in four structurally reinforced points.

The CAE model has been developed using the FEM software MSC.PATRAN. The structure is modeled by 1D steel beam elements with a circular hollow section (tube). As boundary conditions, the degrees of freedom of the four points corresponding to the mounting locations are fixed. Forces and moments of the load cases are applied to the position of the center of gravity of the propulsion system (Fig. 3).

The section dimensions of the preliminary design are the following:

- outer radius $R_1 = 12.5\,\text{mm}$
- inner radius $R_2 = 11.5\,\text{mm}$

The calculations have been carried out using the FEA solver MSC.NASTRAN for the six



Rys. 4. Finite element model of the engine mount

load cases. Results are summarized in Table 3.

Table 3. FEA results for the preliminary design: $R_1 = 12.5\,\text{mm}$, $R_2 = 11.5\,\text{mm}$, mass $2.96\,\text{kg}$

Load case	Maximum displacement magnitude [mm]	Maximum stress [MPa]
1	3.95	253.48
2	5.13	322.35
3	0.30	38.80
4	6.77	417.26
5	4.91	405.06
6	12.16	748.29

According to the preliminary design FE results, the structure is very light, however, the maximum stress when Load case 6 is applied exceeds the allowable stress in the truss members made of steel

$$\sigma_{all} = \frac{\sigma_B}{s} = \frac{686}{1.5} = 458 \text{ MPa} \tag{3.1}$$

The preliminary design is therefore not safe enough in terms of stress values in the truss members and it is susceptible to structural failure. Thus, structural optimization must be carried out in order to achieve a better design for the engine mount.

4. Structural optimization of the engine mount

The design optimization problem can be stated as follows: let $\boldsymbol{\alpha}_d$ denote the vector of parameters that describe the structural dimensions of the engine mount and try to find the optimal solution $\boldsymbol{\alpha}_d^*$. This solution corresponds to the optimal mechanical structure according to given objective function while all constraints are respected. The objective function chosen for the engine mount optimization problem is to minimize the structural weight. Since the preliminary design presents failure susceptibility in terms of high stress values, maximum stress must be constrained to be less than the allowable stress. Moreover, conducting such optimization with the stress constraint only, will lead to a structure with very high displacement values. Thus, the authors propose to add a displacement constraint which limits the displacement not higher than that of the preliminary design.

Other design performance criteria must be taken into account, like buckling and resonance free vibrations. Unfortunately, the FEA solver MSC.NASTRAN does not take charge of an optimization with constraints from a different solution type (linear static for stress and displacement,

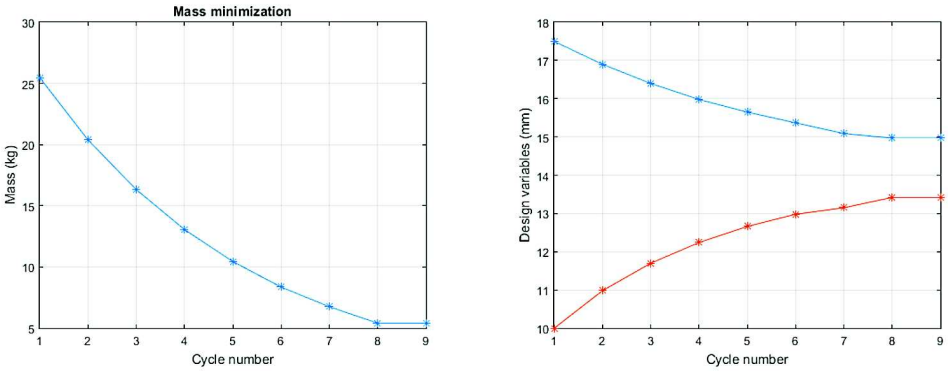
normal modes for resonance free vibrations and buckling for buckling analysis). The solution proposed is to perform a two stage design process, static optimization followed by optimal design performance checking (buckling and normal modes).Therefore, we formulate the optimization problem as follows.

Minimization of the weight of the mount structure which depends on the dimensions of rod sections, which means: $mass = f(R1, R2)$.

Subjected to the following constraints

$$\sigma_{max} \leqslant \sigma_{all} = \frac{\sigma_B}{s} = \frac{686}{1.5} = 458 \text{ MPa} \qquad d_{max} \leqslant d_{all} = 5 \text{ mm} \tag{4.1}$$

The mass minimization process as well as design variable value history are shown in Fig. 5.



Rys. 5. Optimization results: (a) mass minimization process, (b) design variable value history

The optimal design resulted from the optimization has the following bar section dimensions:

- outer radius $R_1 = 14.97\,\text{mm}$
- inner radius $R_2 = 13.42\,\text{mm}$

The mass, maximum stress and displacements are summarized in Table 4.

Table 4. FEA results for the optimal design: $R_1 = 14.97\,\text{mm}$, $R_2 = 13.42\,\text{mm}$, mass 5.41 kg

Load case	Maximum displacement magnitude [mm]	Maximum stress [MPa]
1	1.65	110.84
2	2.14	141.22
3	0.13	18.18
4	2.83	183.00
5	2.06	188.32
6	5.00	334.75

The optimal design presents a structure with lower displacement values and safer stress levels. However, the mass of the structure is higher compared to that of the preliminary design. The second stage is to check the optimal design in terms of the normal mode and buckling analysis:

- buckling load factor is equal 10,
- first natural frequencies: $f_1 = 25.88\,\text{Hz}$, $f_2 = 80.25\,\text{Hz}$.

The buckling load factor shows that the buckling-load magnitude is ten times the applied load which guaranties the safety of the structure from buckling. In addition, the vibration frequencies

that correspond to the maximum and nominal rotation speeds of the engine are calculated as follows

$$f_{max} = \frac{n_{max}}{60} = \frac{2700}{60} = 45 \text{ Hz} \qquad f_{nom} = \frac{n_{nom}}{60} = \frac{2400}{60} = 40 \text{ Hz} \tag{4.2}$$

The first and second natural frequencies of the optimal design structure are both different from the engine excitation frequencies. Therefore, the structure is safe as far as resonanceis concerned.

5. Conclusions

During the design process, designers tend to look for the most convenient design which endows the structure with desired functionalities. These functionalities define a set of requirements on the structure performance criteria which present a compromise that can be solved by conducting the optimization process. In this paper, the structure to be designed is the engine mount for a very light aircraft. The optimization has aimed at minimizing its weight while keeping the stress and displacement values within an acceptable range. The structure has been parameterized by the bar section dimension. For that purpose, the FEA solver NASTRAN has been used. The optimization results show that the optimal design is much better than the preliminary design by assuring the structure safety from failure modes.

References

1. Shmyrov V.F., et al., 2010, *Airplane Power Plants System Designing: Synopsis*, Khariv National Aerospace University
2. Certification Specifications for Very Light Aeroplanes – CS-VLA. European Aviation Safety Agency, Amendment 1, 5 March 2009
3. Olejnik A., Jarzębiński L., Kiszkowiak Ł., Łącki T., 2012, *Analysis of Stress Distributions ins OSA Aircraft Structure Using Finite element Method*, Konferencja MSC. Software – Simufact, Kraków
4. MD Nastran R3 Quick Reference Guide. MSC Software Corporation 2008.

Optymalizacja konstrukcji łoża silnikowego lekkiego samolotu patrolowego z uwzględnieniem ekstremalnych obciążeń w locie

Łoże mocujące silnik musi być tak zaprojektowane, aby przy spełnieniu zasadniczej funkcji konstrukcyjnej, jaką jest trwałe i niezawodne połączenie zespołu napędowego z płatowcem, zapewnić jednocześnie pożądaną podatność obsługową samolotu. Spełniając postawione w projekcie wymogi konstrukcyjne, łoże silnikowe powinno jednocześnie zostać zamontowane w taki sposób, aby możliwie maksymalnie zredukowana była transmisja wibracji generowanych przez zespół wirujący silnika. Stosując się do tak postawionych wymagań, przeprowadzono wieloetapowe obliczenia optymalizacyjne modelowej struktury zespołu nośnego silnika. Zoptymalizowano przekroje poprzeczne rur nośnych w cyklu obliczeń wytrzymałościowych przeprowadzonych dla wszystkich możliwych przypadków obciążeniowych zalecanych przez przepisy budowy lekkich samolotów CS-VLA. Zmodyfikowaną konstrukcję poddano następnie sprawdzającym obliczeniom z zakresu stateczności i drgań własnych, celem sprawdzenia odporności na wyboczenie i wymuszenia rezonansowe.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVII 2016

PROBLEMY ANALIZY AERODYNAMICZNEJ SAMOLOTÓW KLASY GENERAL AVIATION

Aleksander Olejnik, Łukasz Kiszkowiak

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki i Lotnictwa, Instytut Techniki Lotniczej, Warszawa

e-mail: aleksander.olejnik@wat.edu.pl; lukasz.kiszkowiak@wat.edu.pl

Adam Dziubiński

Instytut Lotnictwa, Zakład Aerodynamiki, Warszawa

e-mail: adziubinski@ilot.edu.pl

W pracy omówiono problemy analizy aerodynamicznej statków powietrznych na przykładzie samolotów kategorii Very Light Aeroplanes oraz Very Light Jet. Badania numeryczne wykonano przy użyciu metody objętości skończonych, korzystając ze specjalistycznego oprogramowania. Przedstawiono metodę przygotowania modelu numerycznego samolotu oraz sposób prowadzenia analizy aerodynamicznej. W trakcie prowadzonych badań przeanalizowano między innymi wpływ poszczególnych zespołów konstrukcyjnych samolotu oraz napędu na uzyskiwane charakterystyki aerodynamiczne. Wyniki zaprezentowano w postaci wykresów składowych siły i momentu aerodynamicznego w funkcji kąta natarcia i kąta ślizgu. Ponadto przedstawiono wyniki jakościowe opływu bryły samolotu.

1. Wstęp

Dynamiczny rozwój techniki mikroprocesorowej oraz metod obliczeniowej mechaniki płynów (*Computational Fluid Dynamics* – CFD) umożliwił symulacje wielu zjawisk zachodzących w trakcie opływu ciał płynami. CFD jest działem mechaniki płynów służącym do szczegółowej analizy i modelowania przepływów za pomocą metod numerycznych. W teorii mechaniki płynów ruch cieczy i gazów opisywany jest układem równań różniczkowych [1]:
— równanie Naviera Stokesa (równanie zachowania pędu) w postaci:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\boldsymbol{\nu}) + \nabla\cdot(\rho\boldsymbol{\nu}\boldsymbol{\nu}) = -\nabla p + \nabla(\boldsymbol{\tau}) + \rho\mathbf{g} + \mathbf{F} \tag{1.1}$$

gdzie: p – ciśnienie statyczne; $\rho\mathbf{g}$ i $\mathbf{F}$ – odpowiednio siły grawitacji i siły zewnętrzne, np. narastające w wyniku przepływu przez fazę rozproszoną; $\boldsymbol{\tau}$ – tensor naprężeń

$$\boldsymbol{\tau} = \mu\Big[(\nabla\boldsymbol{\nu} + \nabla\boldsymbol{\nu}^{\mathrm{T}}) - \frac{2}{3}\nabla\cdot\boldsymbol{\nu}\mathbf{I}\Big] \tag{1.2}$$

gdzie: μ – lepkość kinematyczna; $\mathbf{I}$ – macierz jednostkowa.
— równanie ciągłości przepływu (równanie zachowania masy w odniesieniu do płynu traktowanego jako ośrodek ciągły) w postaci:

$$\frac{\partial\rho}{\partial t} + \nabla\cdot(\rho\boldsymbol{\nu}) = S_m \tag{1.3}$$

gdzie: S_m – źródło masy (np. w wyniku odparowywania fazy rozproszonej).
— równanie zachowania energii w postaci:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_i}(u_i(\rho E + p)) = \frac{\partial}{\partial x_j}\Big[\Big(k + \frac{c_p\mu_t}{\mathrm{Pr}_t}\Big)\frac{\partial T}{\partial x_j} + u_i(\tau_{ij})_{eff}\Big] + S_h \tag{1.4}$$

gdzie: k – przewodność cieplna; E – energia całkowita; Pr – liczba Prandtla; $(\tau_{ij})_{eff}$ – tensor naprężeń ścinających

$$(\tau_{ij})_{eff} = \mu_{eff}\Big(\frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j}\Big) - \frac{2}{3}\mu_{eff}\frac{\partial u_k}{\partial x_k}_{ij}\delta_{ij} \tag{1.5}$$

Rozwiązanie ich w ogólnym przypadku jest możliwe jedynie przez zastosowanie metod numerycznych, np. metody objętości skończonych. Równania powyższe przekształca się do postaci całkowej:

$$\frac{\partial}{\partial t}\iiint Q\, dV + \iint F\, dA = 0 \tag{1.6}$$

w której jako Q oznaczono wartości, które podlegają prawom zachowania (masy, pędu, energii) wewnątrz komórki, F to wektor wielkości charakteryzujących strumień wymieniany z otoczeniem komórki, V – objętość pojedynczej komórki kontrolnej, natomiast A to jej powierzchnia zewnętrzna. Tak rozpisane równania rozwiązuje się metodą iteracyjną. Wielkość komórek w domenie odtwarzającej obszar powietrza wokół badanej geometrii dobrana jest tak, aby dobrze odwzorować nierównomierności pola przepływu. Jest to niestety metoda bardzo wymagająca, jeśli chodzi o zasoby obliczeniowe, zarówno pod względem wykorzystywanej pamięci, jak i wydajności obliczeniowej. W przypadku geometrii całych samolotów najczęściej obliczenia wykonuje się na komputerze złożonym z kilku do kilkudziesięciu równolegle pracujących jednostek (węzłów), gdzie każdy analizuje osobny fragment siatki obliczeniowej.

Jednym z częściej stosowanych pakietów służących do rozwiązywania problemów inżynierskich z zakresu mechaniki płynów i aerodynamiki jest program ANSYS Fluent [1], bazujący na rozwiązaniu równań różniczkowych cząstkowych metodą objętości skończonych (*Finite Volumes Method*). Umożliwia on analizę przepływów nieściśliwych i ściśliwych, z opcjonalnym uwzględnieniem lepkości przepływu. W programie zaimplementowano wiele modeli turbulencji. Równania ruchu rozwiązywane są na siatkach niestrukturalnych (tetrahedralnych), strukturalnych i hybrydowych.

Do generacji siatek obliczeniowych użyto programu ICEM CFD [2], wchodzącego w skład pakietu ANSYS. Program ICEM CFD jest zaawansowanym narzędziem do preprocesoringu, umożliwiającym pełne przygotowanie modelu geometrycznego, czyli budowę lub import geometrii z programu CAD, jej naprawę oraz upraszczanie. Program ICEM CFD umożliwia tworzenie siatek strukturalnych oraz niestrukturalnych o elementach tetrahedralnych, pryzmatycznych, heksagonalnych, ostrosłupowych, a także siatek hybrydowych składających się z wielu typów elementów. Jest on również wyposażony w liczne narzędzia do sprawdzania i poprawy jakości siatki. Do poprawy jakości elementów siatki służą automatyczne i manualne narzędzia, dające możliwość m.in. wygładzenia, zagęszczenia, rozrzedzenia siatki, a także w razie potrzeby przesuwania poszczególnych węzłów wewnątrz domeny.

Wyniki zaprezentowane w artykule zostały otrzymane w związku z wykonaniem badań w ramach niżej wymienionych projektów:

- Nowoczesny środek transportu osobistego Flaris LAR-1 – nr POIG.01.03.01-14-077/12;
- Zwiększenie użyteczności lekkiego samolotu o innowacyjnym układzie aerodynamicznym typowym dla samolotów klasy STOL – PBS3/B6/35/2015.

Kierownikiem wyżej wymienionych projektów jest prof. Aleksander Olejnik, natomiast ich realizacja została dofinansowana z Narodowego Centrum Badań i Rozwoju.

2. Opis obiektów badawczych

W artykule zaprezentowano wyniki analiz aerodynamicznych przeprowadzonych w trakcie opracowywania samolotów OSA oraz Flaris LAR-1.

OSA jest samolotem kategorii Very Light Aeroplanes (do 750 kg masy startowej) o przeznaczeniu użytkowym. Ze względu na swoją uniwersalność może być wykorzystany przez wojsko, Straż Graniczną, Straż Pożarną oraz inne służby do patrolowania i monitorowania zdarzeń zagrażających bezpieczeństwu publicznemu. Charakteryzuje się własnościami porównywalnymi lub lepszymi w stosunku do współczesnych samolotów tego typu. Przestronna kabina mieści dwuosobową załogę i zapewnia niemal nieograniczoną widoczność, na poziomie śmigłowca.

Rys. 1. Gotowy egzemplarz samolotu OSA

Samolot OSA jest dwumiejscowym górnopłatem o konstrukcji metalowo-kompozytowej. Elementy przenoszące główne obciążenia konstrukcji są metalowe, natomiast kabina oraz mało istotne elementy jak owiewki, końcówki skrzydeł i usterzeń są wykonane z materiałów kompozytowych. Skrzydło zastrzałowe ze stałym slotem i klapą szczelinową zakończone jest wingletem. Silnik w układzie pchającym – Lycoming IO-320-B1A o mocy 160 KM. Usterzenie klasyczne. Podwozie przednie sterowane – w wersji z podwoziem kołowym lub nartami. Kabina o ponadprzeciętnej widoczności jest wykonana z materiałów kompozytowych. Awionika typu Glass Cockpit oparta jest o wyświetlacze Garmin G3X. Samolot zostanie wyposażony zgodnie z wymaganiami do lotów IFR.

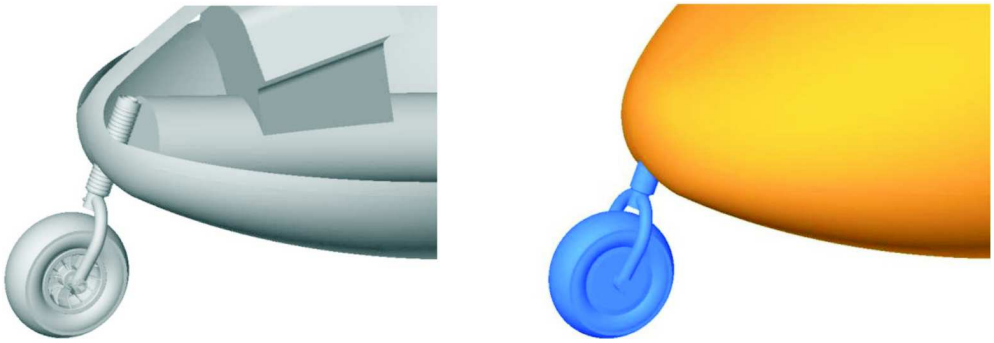
Rys. 2. Wizualizacja samolotu Flaris LAR-1

Samolot Flaris LAR-1 jest bardzo lekki i wytrzymały dzięki zastosowaniu nowoczesnych preimpregnatów węglowych. Przeznaczeniem samolotu jest szybki i wygodny transport czterech dorosłych osób w celach biznesowych lub rekreacyjnych. Samolot skonfigurowany jest w układzie średniopłata. Proste, półeliptyczne skrzydło zaprojektowano, uwzględniając minimalizację oporu w warunkach przelotu oraz bezpieczny charakter przeciągnięcia. Pojedynczy napęd turbo-

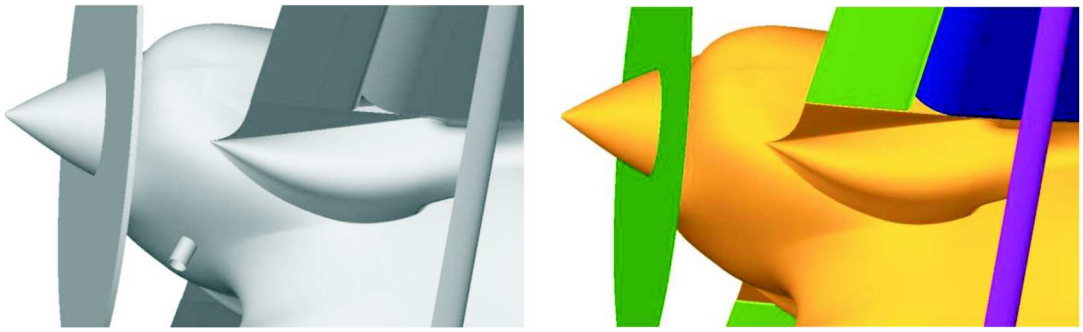
wentylatorowy umieszczono na grzbiecie kadłuba, co zapewnia wysoką sprawność oraz obniżony hałas.

3. Opracowanie modeli numerycznych samolotów na potrzeby analizy CFD

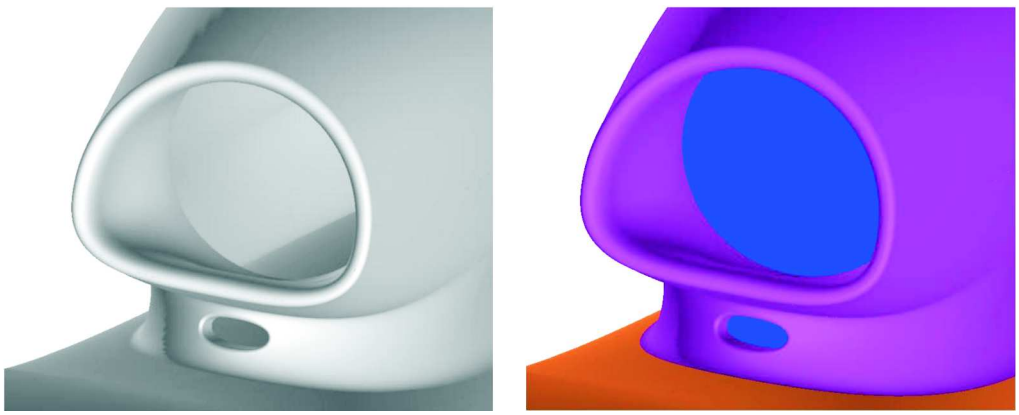
Ze względu na wymogi dotyczące generowania siatki obliczeniowej wymagane jest wprowadzanie pewnych uproszczeń w stosunku do oryginalnej geometrii powierzchniowej samolotu. Dla przykładu, w modelu samolotu OSA uproszczono podwozie samolotu, docięto powierzchnie kadłuba, usuwając nakładające się powierzchnie i minimalne nieciągłości połączeń, np. w obszarze belki ogonowej, uzupełniono brakujące powierzchnie slotu. Pogrubiono też krawędź spływu slotu. Pominięto rurę wydechową i uproszczono obszar śmigła do pojedynczej płaszczyzny.



Rys. 3. Uproszczenie geometrii podwozia samolotu OSA

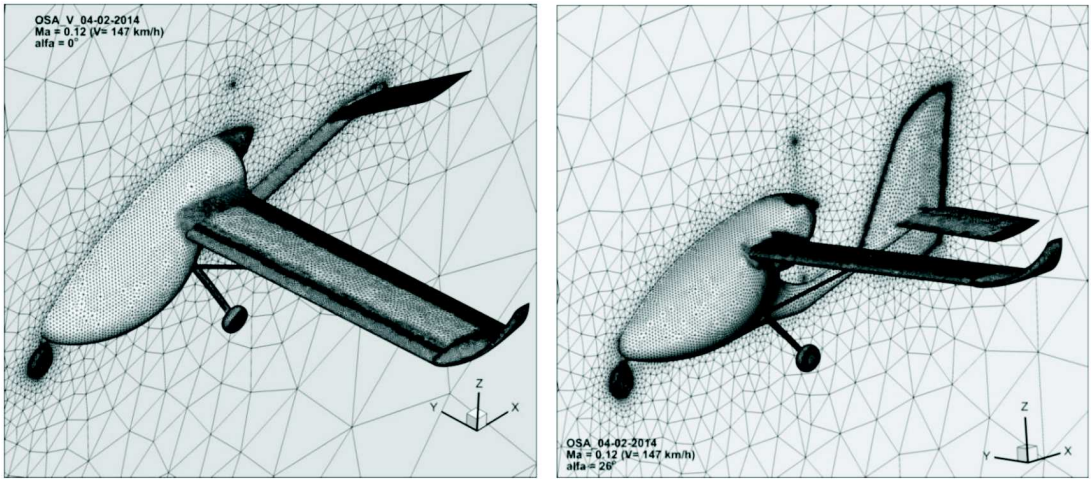


Rys. 4. Powiększenie szczelin, eliminacja nieistotnych dla konkretnej symulacji detali

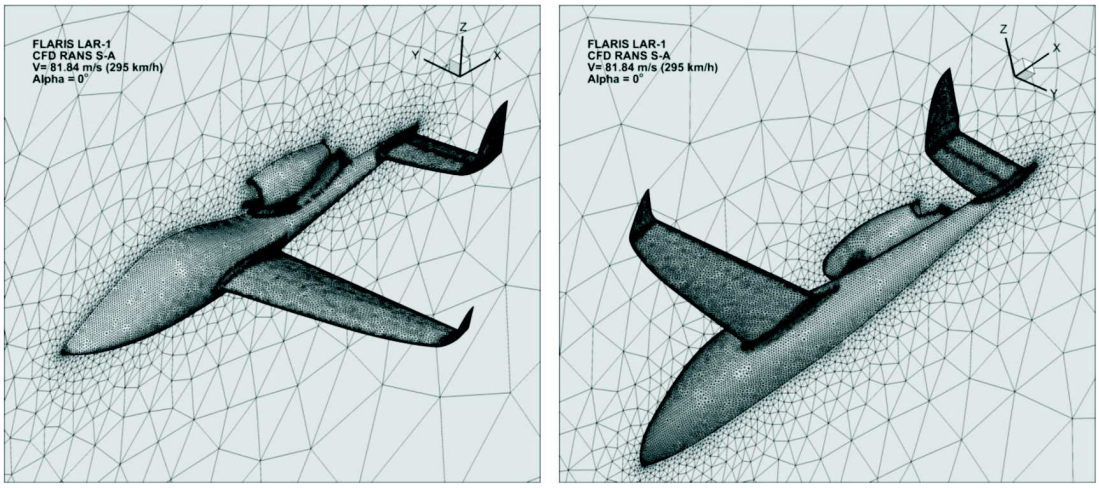


Rys. 5. Powierzchnia domykająca wlot do silnika samolotu Flaris LAR-1

Natomiast geometria powierzchniowa samolotu Flaris LAR-1 nie wymagała na tym etapie wprowadzenia wielu uproszczeń. Zaślepienia wymagały jedynie wloty i wyloty z przedziału silnika, ścianki domykające krawędzi spływu i szczeliny zawiasu steru kierunku i steru wysokości.



Rys. 6. Gęstość siatki obliczeniowej na powierzchni samolotu OSA w konfiguracji z usterzeniem typu V i klasycznym

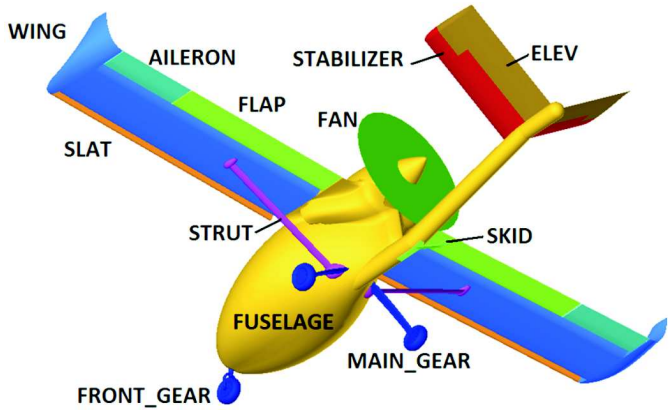


Rys. 7. Gęstość siatki obliczeniowej na powierzchni samolotu Flaris LAR-1

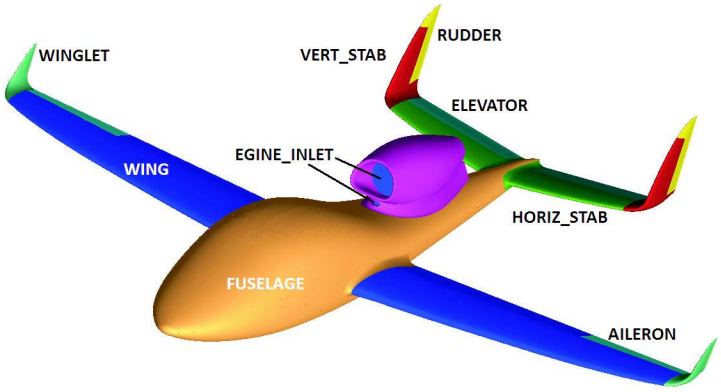
W obszarze otaczającym dany płatowiec wygenerowano siatkę niestrukturalną o gęstościach przedstawionych na rysunkach 6 i 7. Wielkość siatki obliczeniowej dla samolotu OSA wynosiła ok. 6 mln komórek, a dla samolotu Flaris LAR-1 ok. 4 mln komórek. Wokół ścian brył samolotów wygenerowano 5 warstw komórek pryzmatycznych symulujących warstwę przyścienną. Grubość pierwszego elementu siatki (0,6 mm) odpowiadała parametrowi turbulencji y+ z zakresu $\langle 30; 200 \rangle$, co jest zalecane dla zastosowanego modelu turbulencji Spalart-Allmaras. Model ten przyjęty jest za standard w analizach opływów zewnętrznych, szczególnie w zakresie liczb Reynoldsa używanym w lotnictwie [1].

W opracowywanych modelach na powierzchni płatowca zastosowano warunek brzegowy WALL – ściana z warunkiem rozwoju turbulencji „standard wall function". Na tylnej ścianie domeny założono warunek PRESSURE OUTLET, a na ścianach przedniej, górnej, dolnej i bocznej – warunek pola dalekiego przepływu: PRESSURE FAR FIELD. Powierzchnię kręgu śmigła w przypadku samolotu OSA oraz powierzchnię wlotu i wylotu z silnika samolotu Flaris LAR-1 przygotowano na potrzeby wyznaczenia wpływu zespołu napędowego na charakterystyki aerodynamiczne samolotu.

Z uwagi na przyjęty sposób prezentacji wyników obliczeń, powierzchnię analizowanych płatowców podzielono na odpowiednie strefy, które zostały zaprezentowane na rysunkach 8 i 9.



Rys. 8. Podział powierzchni płatowca samolotu OSA na odpowiednie strefy obliczeniowe



Rys. 9. Podział powierzchni płatowca samolotu Flaris LAR-1 na odpowiednie strefy obliczeniowe

Podczas wykonywania numerycznych analiz aerodynamicznych w opływie symetrycznym przyjęto następujące założenia:

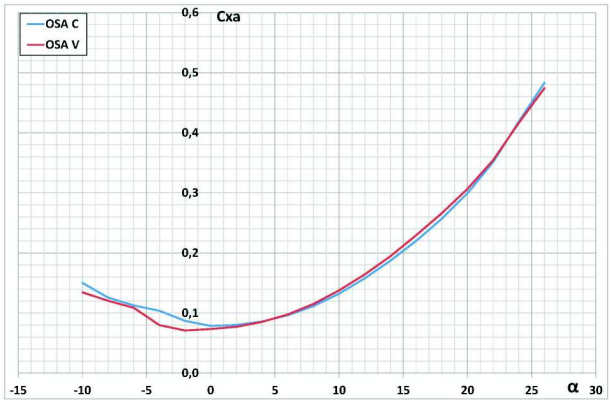
- symetria pola przepływu;
- symetria geometrii;
- przepływ jest stacjonarny i ustabilizowany, czyli za płatowcem nie pojawia się ścieżka wirów Karmana ani żadna inna niestacjonarna struktura w przepływie;
- warunki lotu odpowiadają zerowej wysokości (na poziomie morza) według atmosfery wzorcowej: ciśnienie $p = 101325\,\mathrm{Pa}$, temperatura $T = 288{,}15\,\mathrm{K}$, oraz gęstość powietrza $\rho = 1{,}225\,\mathrm{kg/m^3}$.

Przy wyznaczaniu wielkości bezwymiarowych współczynników sił i momentów aerodynamicznych jako parametry odniesienia przyjęto powierzchnię nośną płata oraz jego średnią cięciwę aerodynamiczną. Położenie bieguna momentu aerodynamicznego znajdowało się na płaszczyźnie symetrii samolotu w punkcie odpowiadającemu rzutowi punktu 1/4 SCA na tą płaszczyznę.

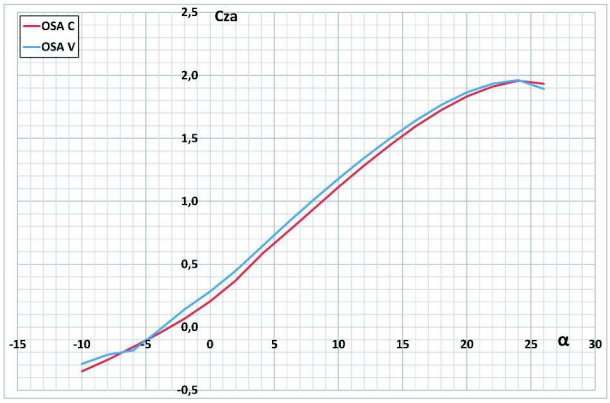
4. Porównanie charakterystyk aerodynamicznych uzyskanych dla samolotu OSA z usterzeniem klasycznym i typu V

Na rysunkach nr $10 \div 13$ przedstawiono porównanie charakterystyk aerodynamicznych uzyskanych w wyniku przeprowadzenia numerycznej analizy aerodynamicznej samolotu z usterze-

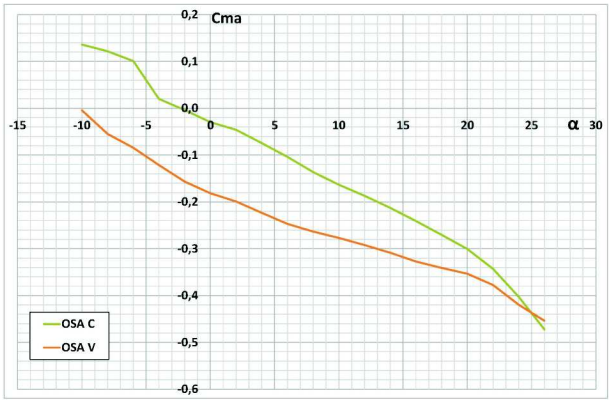
niem typu V (oznaczonej jako OSA V) i z usterzeniem klasycznym (OSA C). Na wstępie należy przypomnieć, że geometrie zewnętrzne obu samolotów różniły się nie tylko innym typem usterzenia, ale również zmienionym omaskowaniem silnika oraz kształtem owiewek w tylnej części kadłuba.



Rys. 10. Porównanie charakterystyk aerodynamicznych współczynnika siły oporu dla samolotu OSA

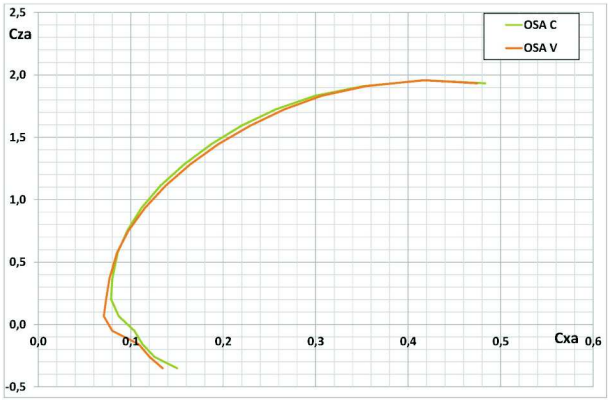


Rys. 11. Porównanie charakterystyk aerodynamicznych współczynnika siły nośnej dla samolotu OSA



Rys. 12. Porównanie charakterystyk aerodynamicznych współczynnika momentu pochylającego w funkcji kąta natarcia dla samolotu OSA

Na charakterystyce współczynnika siły oporu największe różnice występują w zakresie kątów natarcia $\langle -6; 0 \rangle$. Ponadto można zauważyć niewielkie różnice pomiędzy wartościami $C_{x\,min}$ (0,071 dla OSA V, 0,079 dla OSA C) oraz C_{x0} (0,073 dla OSA V, 0,079 dla OSA C). Natomiast



Rys. 13. Porównanie charakterystyk aerodynamicznych współczynnika siły nośnej w funkcji współczynnika siły oporu dla samolotu OSA

na charakterystyce współczynnika siły nośnej widać, że w prawie całym zakresie analizowanych kątów natarcia wartości tego współczynnika dla odpowiadających sobie kątów natarcia są nieznacznie większe dla samolotu z usterzeniem typu V. W związku z tym wartość współczynnika siły nośnej przy kącie natarcia $\alpha = 0°$ jest większa dla samolotu z usterzeniem typu V (0,28 dla OSA V, 0,21 dla OSA C). Jednakże wartości krytycznego kąta natarcia α_{kr} oraz maksymalnych wartości współczynnika siły nośnej $C_{z\,max}$ są takie same. Nachylenie charakterystyki współczynnika siły nośnej $dC_z/d\alpha$ jest większe dla samolotu z usterzeniem klasycznym (5,2 1/rad) niż dla samolotu z usterzeniem typu V (5,13 1/rad). Największe różnice widać na charakterystykach współczynnika momentu pochylającego. Względem bieguna momentu pochylającego, który znajdował się w 25% SCA, samolot z usterzeniem klasycznym jest bardziej stateczny statycznie. Świadczy o tym większe ujemne nachylenie charakterystyki współczynnika momentu pochylającego $dCm/d\alpha$ ($-0{,}55$ 1/rad dla OSA V, $-0{,}76$ 1/rad dla OSA C). Również wartości współczynnika momentu pochylającego całego samolotu przy kącie natarcia $\alpha = 06\circ$ są znacząco różne ($-0{,}18$ dla OSA V, $-0{,}028$ dla OSA C). Niewielkie różnice można zauważyć również w przebiegu biegunowej samolotu C_{za} (C_{xa}).

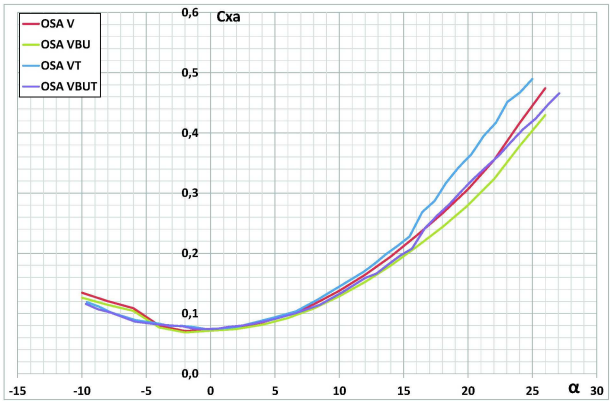
5. Porównanie doświadczalnych i numerycznych charakterystyk aerodynamicznych samolotu OSA z usterzeniem typu V

W trakcie prowadzonych analiz numerycznych w celu weryfikacji poprawności otrzymywanych wyników dokonano porównania doświadczalnych i numerycznych charakterystyk aerodynamicznych samolotu OSA z usterzeniem typu V.

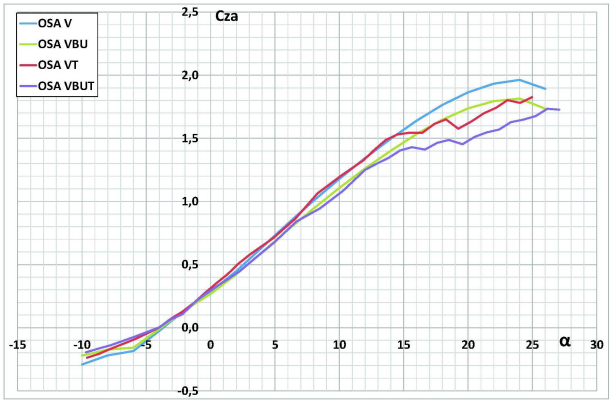
Doświadczalne badania aerodynamiczne zostały przeprowadzone w Tunelu Aerodynamicznym T-3 (∅5 m) Instytutu Lotnictwa w celu określenia charakterystyk aerodynamicznych dla modelu samolotu OSA w skali 1:2. Badania przeprowadzono dla prędkości strumienia powietrza ok. 28 m/s. Wybrana prędkość odpowiadała ciśnieniu dynamicznemu $q = 50\,\mathrm{kG/m^2}$. Współczynnik turbulencji strumienia powietrza w przestrzeni pomiarowej tunelu wynosił $TF = 1{,}22$. Efektywna liczba Reynoldsa (liczba Re po przemnożeniu przez współczynnik turbulencji) odniesiona do średniej cięciwy aerodynamicznej skrzydła wynosiła $\mathrm{Re}_{ef} \approx 1{,}54$ mln. Charakterystyki aerodynamiczne zmierzone zostały przy użyciu 6-składowej tensometrycznej wagi aerodynamicznej w zakresie kątów natarcia $\alpha \in \langle -10°; +30° \rangle$. Waga tensometryczna mocowana była wewnątrz kadłuba modelu samolotu. Model samolotu OSA został zamocowany w przestrzeni pomiarowej tunelu na oddolnym maszcie z tylną podporą do zmiany kąta natarcia.

Na rysunkach $14 \div 17$ przedstawiono porównanie charakterystyk aerodynamicznych uzyskanych w wyniku przeprowadzenia:

- numerycznej analizy aerodynamicznej:
  - samolotu z usterzeniem typu V (OSA V);
  - samolotu bez usterzenia (OSA VBU);
- badań doświadczalnych:
  - samolotu z usterzeniem typu V (OSA VT);
  - samolotu bez usterzenia (OSA VBUT).



Rys. 14. Porównanie doświadczalnych i numerycznych charakterystyk współczynnika siły oporu dla samolotu OSA z usterzeniem typu V

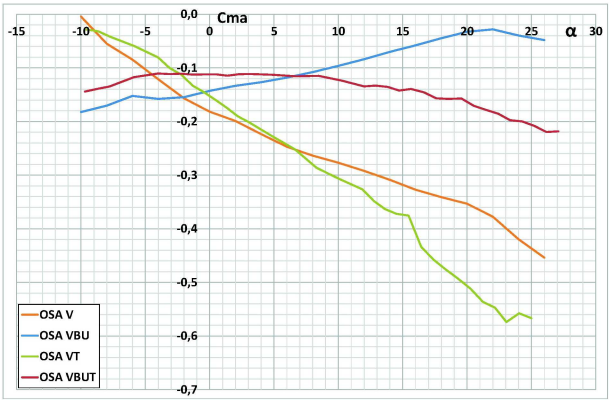


Rys. 15. Porównanie doświadczalnych i numerycznych charakterystyk współczynnika siły nośnej dla samolotu OSA z usterzeniem typu V

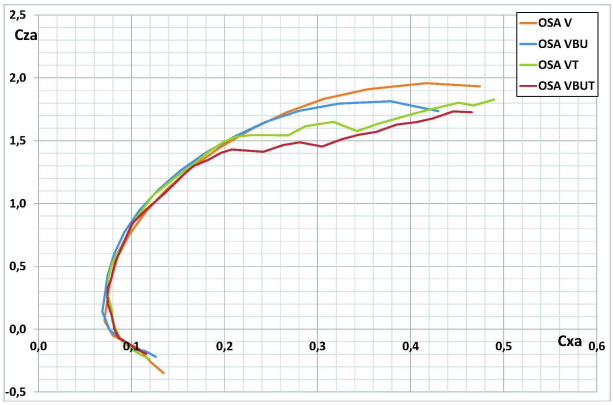
6. Analiza wpływu podzespołów płatowca samolotu Flaris LAR-1 na uzyskiwane charakterystyki aerodynamiczne

Na rysunkach 18÷20 przedstawiono wpływ podzespołów płatowca na wartość poszczególnych współczynników aerodynamicznych. W przypadku współczynnika siły oporu głównymi źródłami oporu są płaty, kadłub i usterzenie poziome. Udział wszystkich elementów płatowca w całkowitej wartości współczynnika oporu rośnie wraz ze wzrostem wartości bezwzględnej kąta natarcia. Na charakterystyce współczynnika siły nośnej widzimy, że udział płata jest przeważający. Ponadto widać większy udział kadłuba niż usterzenia poziomego.

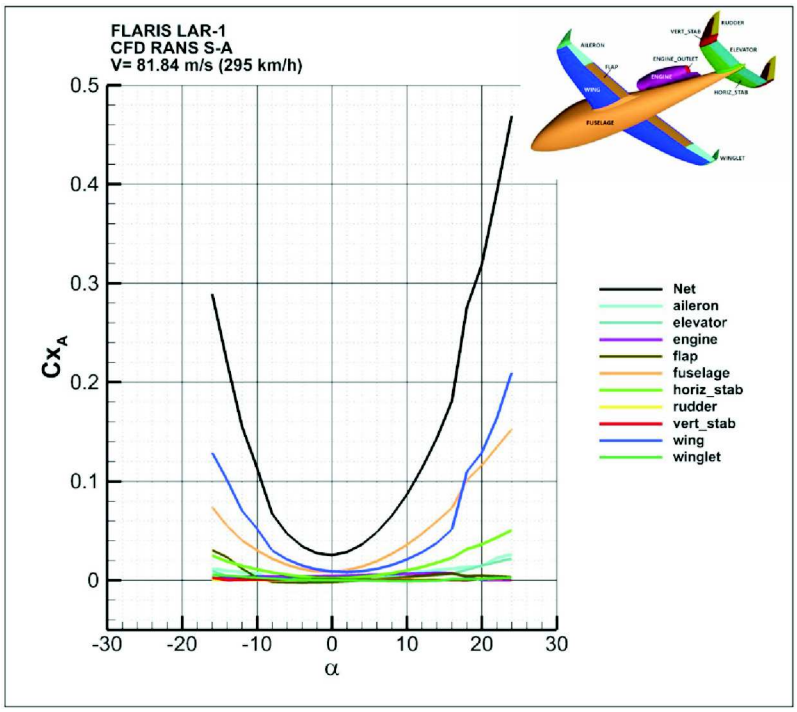
Natomiast na charakterystyce współczynnika momentu pochylającego można zauważyć dodatni (rozstateczniający) wpływ kadłuba oraz dostateczniający powierzchni sterowych na ogonie.



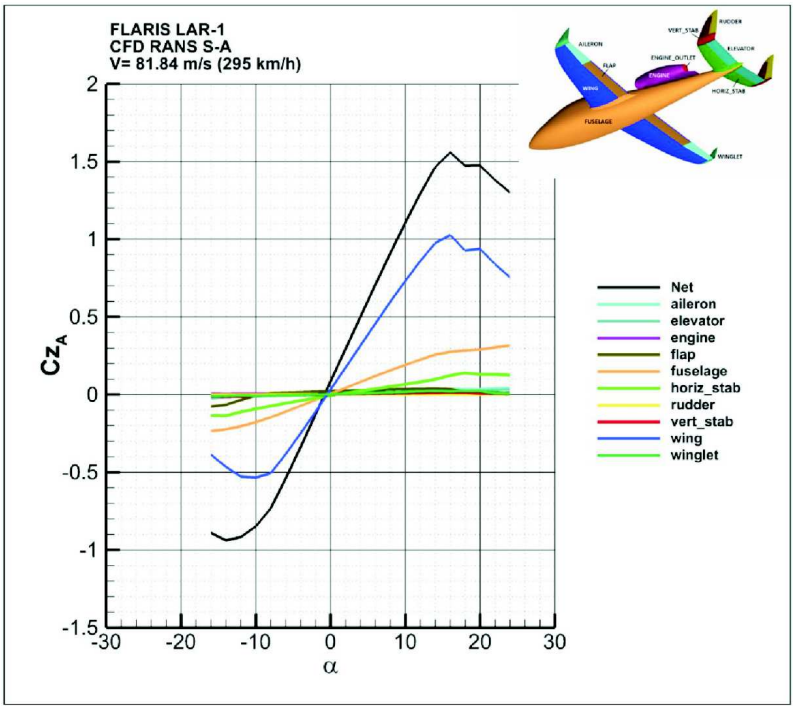
Rys. 16. Porównanie doświadczalnych i numerycznych charakterystyk współczynnika momentu pochylającego dla samolotu OSA z usterzeniem typu V



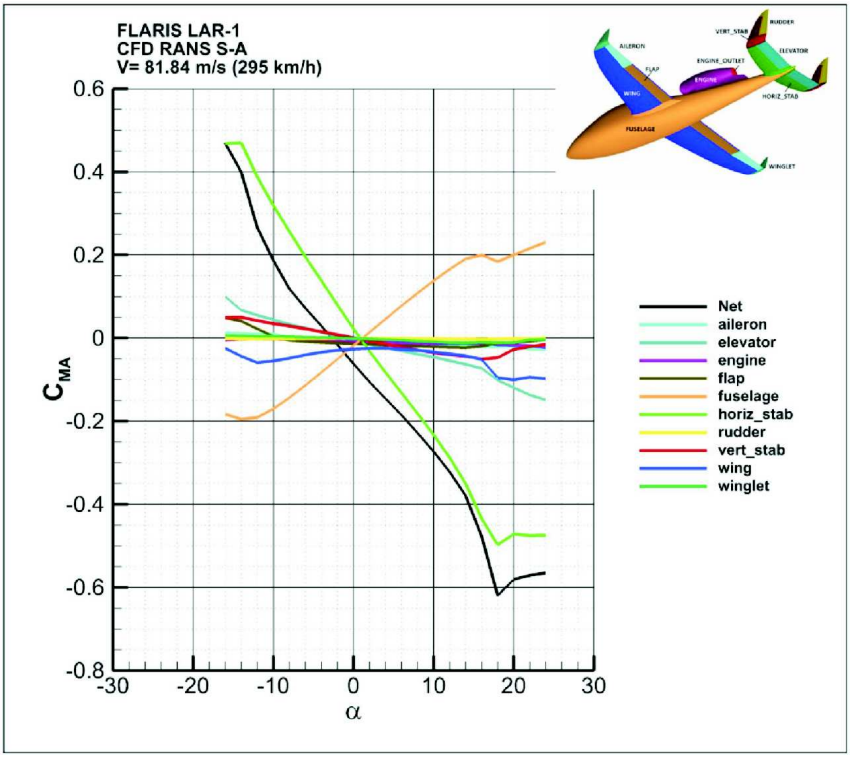
Rys. 17. Porównanie doświadczalnych i numerycznych charakterystyk współczynnika siły nośnej w funkcji współczynnika siły oporu dla samolotu OSA usterzeniem typu V



Rys. 18. Składowe współczynnika siły oporu aerodynamicznego w funkcji kąta natarcia dla poszczególnych stref podziału geometrii płatowca



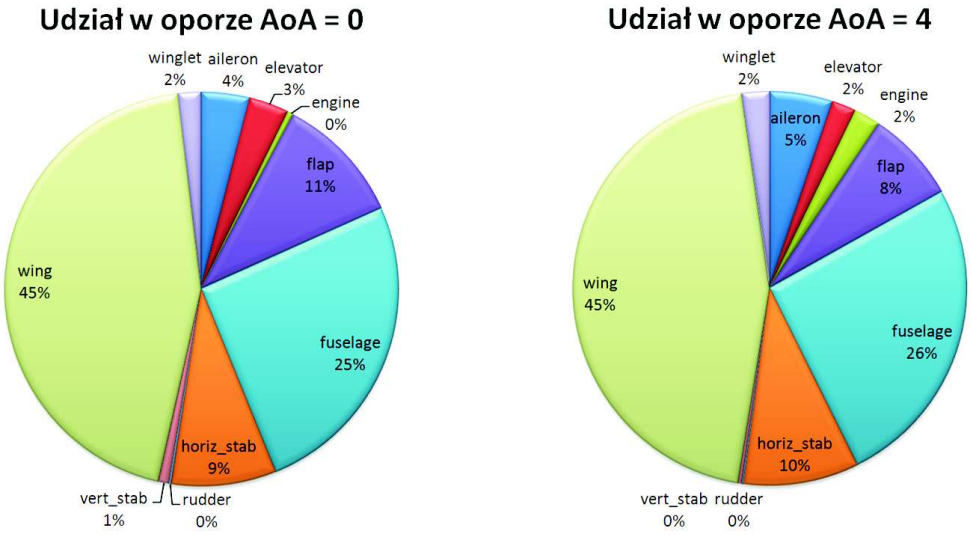
Rys. 19. Składowe współczynnika siły nośnej w funkcji kąta natarcia dla poszczególnych stref podziału geometrii płatowca



Rys. 20. Składowe współczynnika momentu pochylającego w funkcji kąta natarcia dla poszczególnych stref podziału geometrii płatowca

Podstawowym źródłem momentu dostateczniającego jest zespół statecznik + ster wysokości. Ponadto można zauważyć niewielki rozstateczniający wpływ płata przy ujemnych kątach natarcia.

Na rysunku 21 przedstawiono wykresy kołowe prezentujące procentowe udziały poszczególnych stref podziału geometrii płatowca samolotu Flaris LAR-1 w całkowitej wartości siły oporu aerodynamicznego odpowiednio dla kąta natarcia 0° i 4°. Wraz ze wzrostem kąta natarcia możemy zauważyć niewielkie zmiany na prezentowanych wykresach. Rośnie procentowy udział gondoli silnika (2%). Udział oporu płatów (WING + FLAP + AILERON) zmienia się z 60% na 58%, głównie w obszarze klap (z 11% na 8%).



Rys. 21. Procentowy udział poszczególnych stref podziału geometrii płatowca w całkowitej wartości siły oporu aerodynamicznego dla kąta natarcia $\alpha = 0°$ oraz $\alpha = 4°$

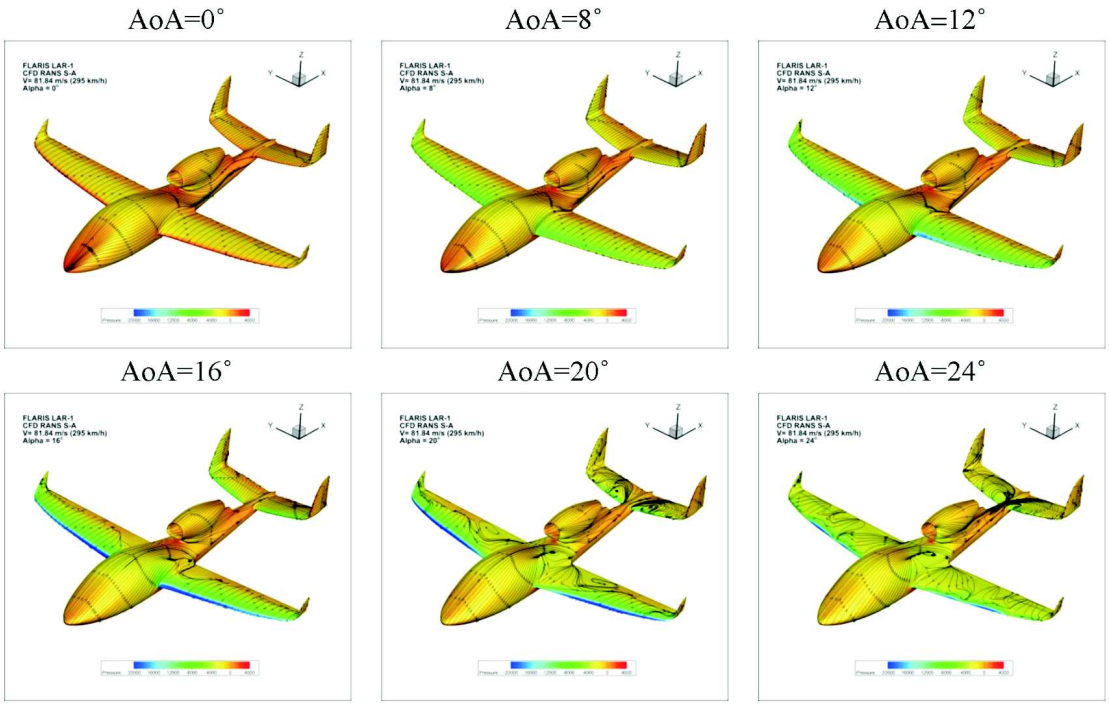
7. Wyniki jakościowe numerycznej analizy aerodynamicznej samolotu Flaris LAR-1 w opływie symetrycznym

Na rysunkach 22 i 23 zaprezentowano jakościowe porównanie wyników uzyskanych dla wybranych kątów natarcia w postaci mapy ciśnień z naniesionymi liniami prądu na powierzchni płatowca oraz obrazu przebiegu oderwania. Obszary oderwania, czyli obszary przepływu wstecznego zobrazowano przy pomocy składowej współczynnika tarcia wzdłuż osi samolotu. Obszary kolorowania zostały obcięte tak, by pokolorować tylko te powierzchnie, gdzie przepływ odbywa się w kierunku przeciwnym do kierunku przepływu niezaburzonego.

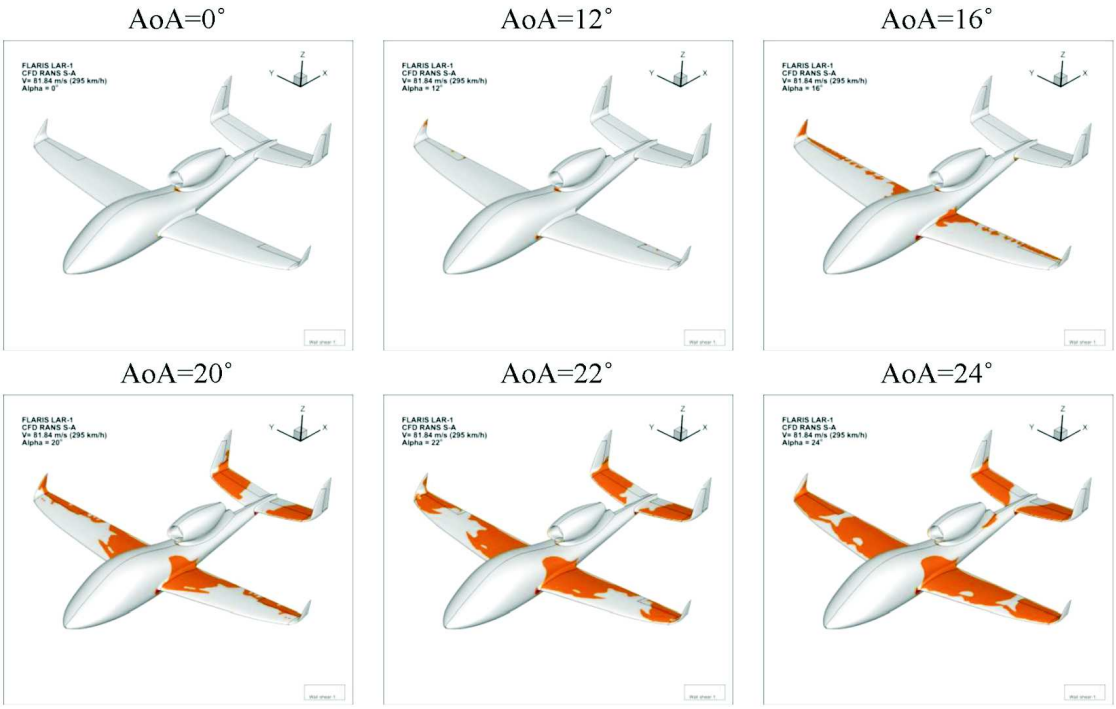
Na przedstawionych rysunkach można zauważyć, że oderwanie rozpoczyna się przy kącie natarcia $\alpha = 16°$ w obszarze przejścia skrzydło-kadłub i postępuje w kierunku końcówki skrzydła. Nieomal jednocześnie przy $\alpha = 18°$ następuje oderwanie na zewnętrznych częściach usterzenia poziomego. Pomimo oderwania na lotce, końcówka płata stałego jest nadal w opływie i może stabilizować samolot tak, że nie będzie miał tendencji do wejścia w korkociąg. Pełne oderwanie obserwujemy przy $\alpha = 24°$.

8. Analiza przepływu na wlocie powietrza do silnika samolotu Flaris LAR-1 na wysokich kątach natarcia

W trakcie prowadzonych numerycznych analiz aerodynamicznych porównano rozkłady składowych prędkości oraz ciśnienia całkowitego na płaszczyźnie wlotu do sprężarki silnika samolotu



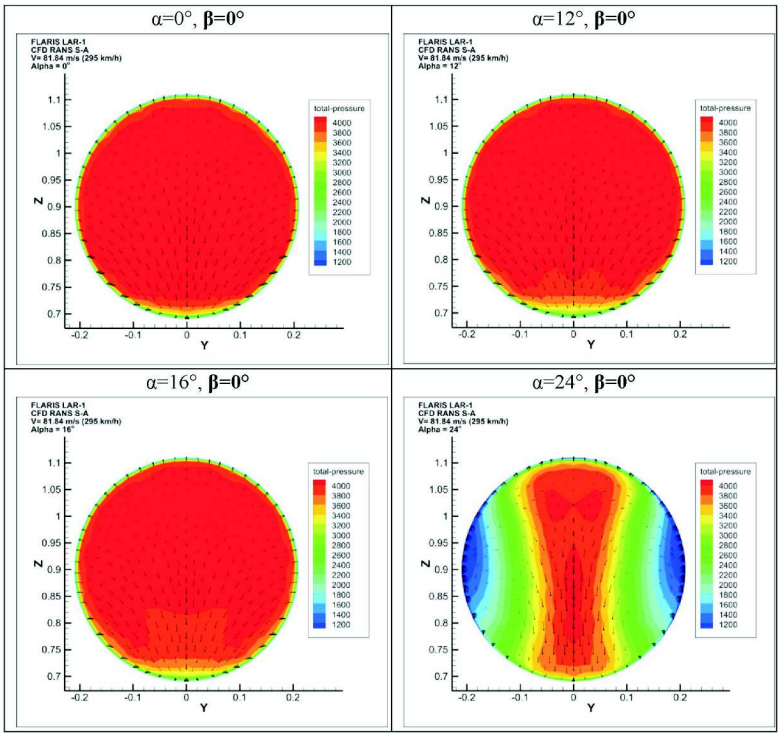
Rys. 22. Zobrazowanie zmian przebiegu linii prądu na powierzchni płatowca wraz z przebiegiem zmian ciśnienia dla różnych wartości kąta natarcia



Rys. 23. Zobrazowanie przebiegu oderwania na powierzchni płatowca za pomocą obszarów przepływu wstecznego dla różnych wartości kąta natarcia

Flaris LAR-1. Pominięto wymuszenie od silnika, traktując stan swobodnego przepływu jako bardziej niebezpieczny, ponieważ brak wymuszenia uwypukla wpływ ciśnienia spiętrzenia na jakość przepływu.

Do analizy wpływu przesłonięcia wykorzystano wyniki symulacji w opływie symetrycznym dla kątów natarcia w zakresie $\alpha = \langle 0°; 24° \rangle$. Na rysunku 24 przedstawiono rozkład ciśnienia całkowitego na płaszczyźnie wlotu do pierwszego stopnia sprężarki silnika.



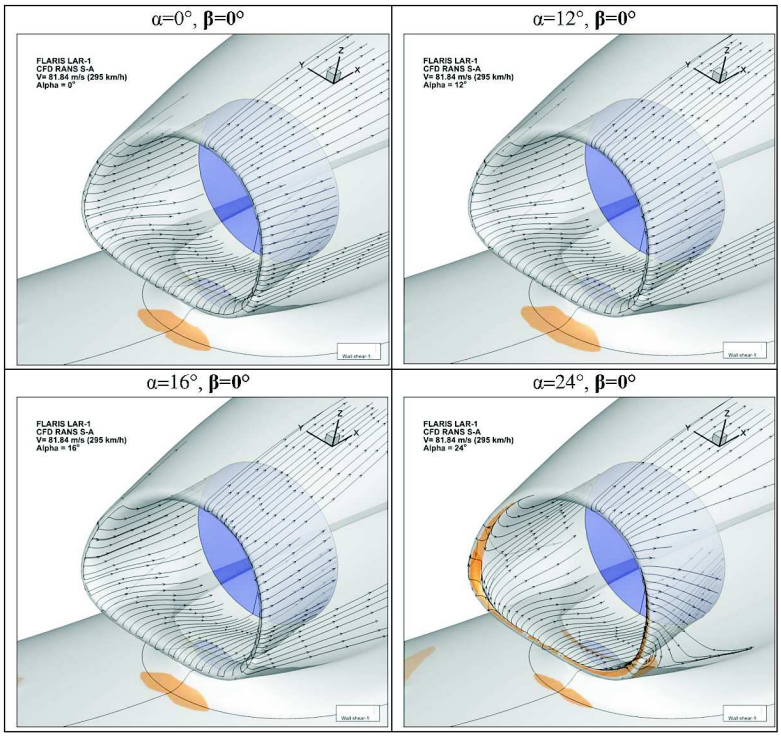
Rys. 24. Pole ciśnienia całkowitego na wlocie do silnika w zależności od kąta natarcia

Efekt przesłonięcia kadłubem wlotu powietrza objawia się powyżej $\alpha = 16°$ (krytyczny kąt natarcia). Rozkład ciśnienia całkowitego wykazuje dwa obszary straty ciśnienia po bokach wlotu. Taka nierównomierność na wlocie do silnika jest bardzo niebezpieczna dla wytrzymałości zmęczeniowej łopatek sprężarki, grozi także zgaśnięciem silnika na wysokich kątach natarcia.

Na rysunku 25 przedstawiono zobrazowanie liniami prądu przepływu wewnątrz kanału dolotowego do silnika. Na ściankach kanału nie następuje oderwanie, ale wędrówka punktu spiętrzenia do wewnątrz gardzieli sugeruje zwężenie strumienia dolotowego do silnika na wysokich kątach natarcia, co oznacza brak dynamicznego doładowania silnika, a więc większe straty energetyczne silnika, którego układ sterowania będzie musiał bardziej obciążyć sprężarkę w celu podtrzymania parametrów pracy. Istnieje więc niebezpieczeństwo zdławienia silnika w trakcie zbliżania się do prędkości przeciągnięcia, co może być niebezpieczne w lotach na niewielkiej wysokości, np. w trakcie podejścia do lądowania.

9. Analiza wpływu strumienia zaśmigłowego na charakterystyki aerodynamiczne samolotu OSA z usterzeniem klasycznym

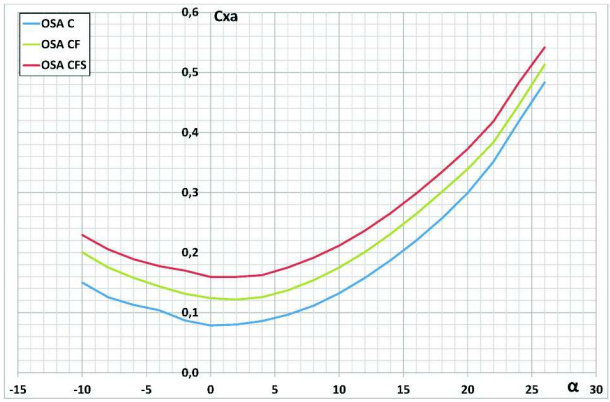
Wpływ strumienia zaśmigłowego zamodelowano na dwa sposoby. W pierwszym z nich na powierzchni kręgu śmigła zastosowano skok ciśnienia o wartości odzwierciedlającej przyrost prędkości po przejściu strumienia przez krąg śmigła. Natomiast w drugim sposobie dodatkowo wykorzystano możliwość odzwierciedlenia zawirowania strumienia. Wyliczenie parametru



Rys. 25. Obszary przepływów wstecznych na wlocie do silnika z naniesionymi liniami prądu w zależności od kąta natarcia

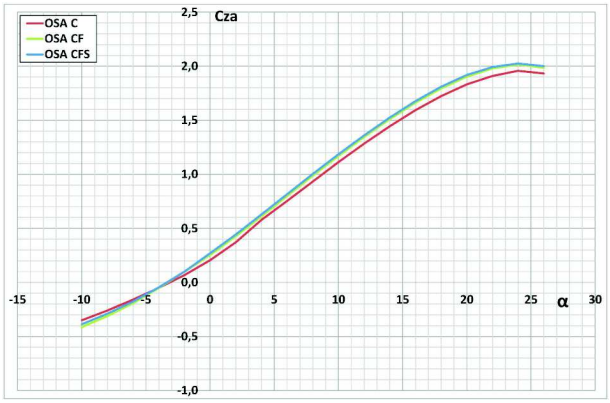
SWIRL uzyskano w trakcie osobnej analizy samego śmigła. Opracowano specjalny algorytm, który na zadanej powierzchni dokonywał transformacji wektorów prędkości o zadaną wartość i kąt odpowiadający wcześniej wyznaczonej charakterystyce śmigła.

Na rysunkach 26 ÷ 29 zaprezentowano wpływ strumienia zaśmigłowego na charakterystyki aerodynamiczne samolotu OSA z usterzeniem klasycznym.

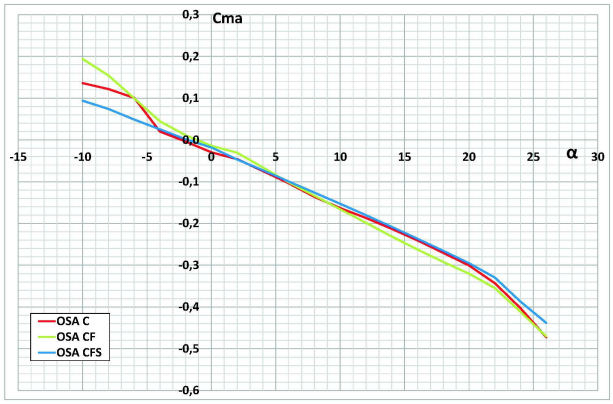


Rys. 26. Wpływ strumienia zaśmigłowego na charakterystykę współczynnika siły oporu dla samolotu OSA z usterzeniem klasycznym

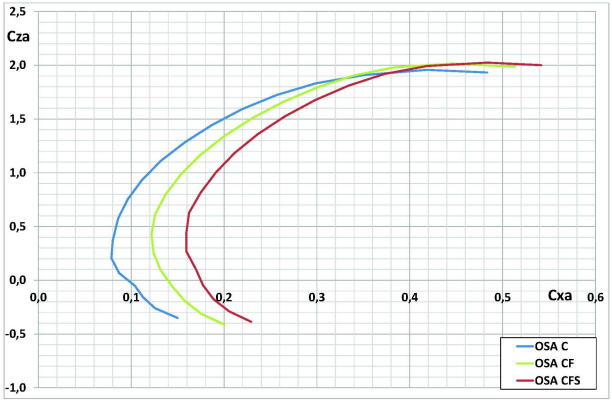
Charakterystyki opisane jako OSA C zostały otrzymane w wyniku przeprowadzenia numerycznej analizy aerodynamicznej samolotu z usterzeniem klasycznym bez uwzględnienia strumienia zaśmigłowego. Opis OSA CF dotyczy wyników uzyskanych przy założeniu, że na powierzchni kręgu śmigła występuje skok ciśnienia o wartości odzwierciedlającej przyrost prędkości po przejściu strumienia przez krąg śmigła. Natomiast opis OSA CFS dotyczy wyników analizy z uwzględnieniem strumienia zaśmigłowego powstałego na skutek skoku ciśnienia oraz zawiro-



Rys. 27. Wpływ strumienia zaśmigłowego na charakterystykę współczynnika siły nośnej dla samolotu OSA z usterzeniem klasycznym



Rys. 28. Wpływ strumienia zaśmigłowego na charakterystykę współczynnika momentu pochylającego dla samolotu OSA z usterzeniem klasycznym



Rys. 29. Porównanie charakterystyk aerodynamicznych współczynnika siły nośnej w funkcji współczynnika siły oporu dla samolotu OSA

wania na powierzchni kręgu śmigła. Uwzględnienie strumienia zaśmigłowego spowodowało:

- znaczny wzrost wartości współczynnika siły oporu, wartość $C_{x\,min}$ wzrosła z 0,079 (OSA C) do 0,159 (OSA CFS), czyli o ponad 100%;
- niewielki wzrost maksymalnej wartości współczynnika siły nośnej $C_{z\,max}$ z 1,96 (OSA C) do 2,02 (OSA CF i OSA CFS), czyli tylko o 3%;
- wzrost wartość współczynnika siły nośnej przy zerowym kącie natarcia C_{z0} z 0,21 (OSA C) przez 0,25 (OSA CF) do 0,27 (OSA CFS);

- niewielki wzrost pochodnej współczynnika siły nośnej po kącie natarcia $dC_z/d\alpha$ z 5,20 rad^{-1} (OSA C) do 5,25 rad^{-1} (OSA CF i OSA CFS);
- wzrost wartości współczynnika momentu pochylającego całego samolotu przy kącie natarcia $\alpha = 0^\circ$ wyznaczonego względem 25% SCA C_{m0} z −0,028 (OSA C) przez −0,018 (OSA CFS) do −0,014 (OSA CF);
- spadek maksymalnej wartości doskonałości aerodynamicznej C_z/C_x z 8,4 (OSA C) przez 6,7 (OSA CF) do 5,7 (OSA CFS).

Powyżej opisany wpływ strumienia zaśmigłowego na wartość współczynników siły oporu oraz siły nośnej najbardziej uwidacznia się na biegunowej samolotu przedstawionej na rysunku 29. Ponadto na charakterystyce współczynnika siły oporu można zauważyć, że wraz ze zwiększaniem kąta natarcia wpływ strumienia zaśmigłowego na jego wartość jest coraz mniejszy. Co więcej, dla tego przypadku $C_{x\,min} \approx C_{x0}$. Jednakże uwzględnienie w obliczeniach strumienia zaśmigłowego nie wpłynęło na zmianę wartości krytycznego kąta natarcia α_{kr} oraz nachylenia charakterystyki momentu pochylającego samolot $dC_m/d\alpha$.

Uwzględnienie w wykonanych obliczeniach zawirowania strumienia na kręgu śmigła wpłynęło na dalszy wzrost wartości współczynnika oporu oraz nieznacznie zmieniło przebieg charakterystyki momentu pochylającego. Najmniejsze różnicę związane z uwzględnieniem strumienia zaśmigłowego występują na charakterystyce współczynnika siły nośnej.

10. Wnioski i uwagi końcowe

W trakcie prowadzonych prac wykonano szereg numerycznych analiz aerodynamicznych samolotów kategorii Very Light Aeroplanes oraz Very Light Jet. Uzyskane wyniki miały znaczący wpływ na decyzję zespołu konstrukcyjnego dotyczące ostatecznego kształtu bryły opracowywanych statków powietrznych. Duża zgodność uzyskanych wyników z badaniami doświadczalnymi świadczy o poprawności przyjętego sposobu modelowania zachodzących zjawisk. Na podstawie analizy otrzymanych wyników obliczeń wyciągnięto następujące wnioski:

- korzystając z metod obliczeniowej mechaniki płynów (CFD – *Computational Fluid Dynamics*), można wyznaczyć charakterystyki aerodynamicznie samolotów klasy General Aviation;
- numeryczne analizy aerodynamiczne można wykonywać dla samolotów w skali rzeczywistej;
- modyfikacje modelu numerycznego są prostsze i szybsze niż modelu skalowanego samolotu przygotowanego do badań doświadczalnych;
- wydajność obliczeniowa współczesnych komputerów pozwala na zastosowanie analiz RANS na dość wczesnym etapie projektowania;
- model numeryczny samolotu może zostać podzielony na strefy, z których łatwiej otrzymać wyniki cząstkowe niż w przypadku badań doświadczalnych w tunelu aerodynamicznym;
- w trakcie prowadzonych analiz numerycznych występowały znaczne problemy z modelowaniem turbulizacji przepływu i procesu oderwania.

Bibliografia

1. FLUENT 12 Theory Guide, Fluent Inc, September 2009
2. ANSYS ICEM CFD 11.0 Tutorial Manual, 2007

Problems of the aerodynamic analysis of general aviation airplanes

In the paper, the problems of aircraft aerodynamic analysis based on the example of Very Light Aeroplanes and Very Light Jet category airplanes have been presented. Numerical calculations using the finite volume method implemented in specialized software have been performed. A method of preparing a numerical model of an airplane and the aerodynamic analysis methodology has been presented. During the research, the influence of particular structural parts and propulsion of the airplane on aerodynamic characteristics has been analyzed. Results have been shown in graphical form of aerodynamic force and moment components as functions of the angle of attack and sideslip angle. Moreover, qualitative results of the flow around the airplane body have been presented.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVII 2016

PARAMETRYCZNA ANALIZA DRGAŃ LEKKIEGO SAMOLOTU PATROLOWEGO W OPARCIU O DYSKRETNY MODEL KONSTRUKCJI

Aleksander Olejnik, Robert Rogólski

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki i Lotnictwa, Warszawa

e-mail: aleksander.olejnik@wat.edu.pl; robert.rogolski@wat.edu.pl

Celem niniejszej pracy było określenie krytycznych prędkości drgań flatterowych samolotu klasy VLA na podstawie analiz modelowych wspomaganych oprogramowaniem MSC Software. Realizacja obliczeń procesorem Nastran odbywa się w oparciu o model aerosprężysty złożony z dwóch komponentów. Model dyskretny struktury płatowcowej użyty został do wyznaczenia drgań własnych. Z kolei do wygenerowania aerodynamicznej macierzy wymuszeń wykorzystano uproszczony model panelowo-bryłowy imitujący powierzchniowe zespoły nośne. Równanie flatteru rozwiązywano metodą PK, wykorzystując macierz masową oraz zespolone macierze sztywności i tłumienia. Krytyczne prędkości flatterowe wyznaczono dla ustalonej wysokości lotu ($H = 0$) i prędkości eksploatacyjnych z zakresu 80-320 km/h. Przeprowadzono parametryzację obliczeń, uzależniając częstotliwości własne od parametrów konstrukcyjnych obarczonych niepewnością. Przyjmując wartości parametrów z dopuszczalnego zakresu, można przyporządkować określonej postaci zakres teoretycznie możliwych częstotliwości. Podejście to zastosowano w odniesieniu do postaci sterowych, których częstości są uzależnione od masowego momentu bezwładności sterów oraz od sztywności układu sterowania. Prędkości flatteru wyznaczono dla różnych kombinacji tychże sztywności.

1. Wprowadzenie

W ramach dwóch projektów badawczych pt.: *Opracowanie projektu i budowa demonstratora technologii ultralekkiego samolotu jako elementu sieciocentrycznego systemu wsparcia rozpoznania i dowodzenia* oraz *Zwiększenie użyteczności lekkiego samolotu o innowacyjnym układzie aerodynamicznym typowym dla samolotów klasy STOL* realizowanych w Wojskowej Akademii Technicznej opracowano lekki samolot przeznaczony do realizacji misji patrolowo-rozpoznawczych (rys. 1). W ramach prac rozwojowych przeprowadzono studium koncepcyjne samolotu jako mobilnego komponentu systemowego, wykonano szczegółowy projekt, przygotowano dokumentację wykonawczą i wreszcie zbudowano prototyp. Jednym z istotnych problemów projektowych rzutujących na bezpieczeństwo eksploatacji jest odporność konstrukcji na potencjalnie zagrażające jej zjawiska aerosprężyste. Najbardziej niebezpiecznym z tychże zjawisk są drgania samowzbudne typu flatter. Przedstawiono zatem metodykę wyznaczania krytycznych prędkości flatteru oraz otrzymane na drodze obliczeń wyniki.

2. Obiekt i metodyka badań

Zaprojektowany płatowiec o konstrukcji metalowej jest górnopłatem ze skrzydłami zastrzałowymi wyposażonymi w klapy i lotki oraz profilowane winglety. Usterzenie osadzone na smukłej belce ogonowej będącej przedłużeniem zredukowanego kadłuba jest typu klasycznego ze sterami posiadającymi kompensację rogową. Mocno przeszklona kabina z przedziałem załogowym przeznaczonym dla dwóch pilotów to najbardziej charakterystyczny atrybut samolotu. Samolot posiadający maksymalną masę startową $m_{MTOW} = 750\,\text{kg}$ sklasyfikowany jest jako statek

Rys. 1. Lekki samolot patrolowy OSA z napędem śmigłowym

powietrzny kategorii VLA (ang. *Very Light Aircraft*). Dedykowany zespół napędowy obejmuje silnik tłokowy Lycoming IO-320 o maksymalnej mocy 160 KM oraz trójłopatowe śmigło pchające. Układ napędowy powinien zapewnić maksymalną prędkość eksploatacyjną w granicach $V_{max} = 250\,\mathrm{km/h}$ oraz prędkość wznoszenia na poziomie $V_{cl} = 7\,\mathrm{m/s}$. Korzystne parametry osiągowe, stosunkowo duży zbiornik paliwa oraz przewidywane niskie jego zużycie to cechy, które mogą zapewnić nowej konstrukcji zdecydowaną przewagę nad innymi samolotami klasy VLA.

W ramach obliczeń projektowo-konstrukcyjnych realizowano nurt badań związany z oceną własności drganiowych powstającego samolotu w oparciu o modelowe analizy statyczne i dynamiczne przeprowadzane metodą elementów skończonych. Realizując program wstępnych obliczeń aerosprężystości, wykonano kolejno następujące zadania:

1) rozwinięcie modelu masowo-sztywnościowego do analiz MES,
2) weryfikacja modelu ze względu na jego własności masowe, sztywnościowe i drganiowe,
3) wyznaczenie postaci i częstości własnych,
4) wyznaczenie krytycznych prędkości flatteru dla wybranych konfiguracji,
5) wyznaczenie zależności wybranych częstotliwości własnych od parametrów konstrukcyjnych obarczonych niepewnością.

Pierwszy etap polegał na zbudowaniu wirtualnego modelu symulującego masowe i sprężyste własności prawdziwego samolotu. Model został następnie wykorzystany w obliczeniach numerycznych realizowanych pakietem MSC Software (Patran, MD Nastran, Flightloads). W efekcie przeprowadzonych obliczeń zweryfikowano masy modelowe i położenie środka ciężkości, dokonano oceny sztywności konstrukcji, wyznaczając rozkłady przemieszczeń, wyznaczono częstotliwości podstawowych drgań własnych oraz krytyczne prędkości drgań samowzbudnych typu flatter w wybranych wariantach modelowych.

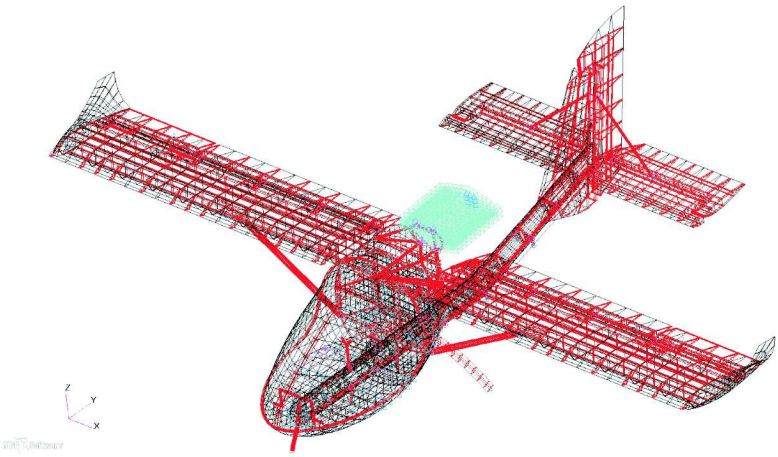
3. Budowa modelu dyskretnego

Model samolotu OSA do analiz dynamicznych MES opracowano, wykorzystując środowisko MSC Patran. Wykorzystano aplikacje preprocesorowe do przygotowania wirtualnej bazy modelowej oraz program postprocesorowy do graficznej ekspozycji wyników obliczeń numerycznych realizowanych uprzednio procesorem Nastran.

W dyskretnej wirtualizacji struktury nośnej zasadniczo stosowano elementy jedno- i dwuwymiarowe, odzwierciedlające cienkościenny charakter konstrukcji [12]. Typowo powierzchniowe fragmenty struktury składane z blach duraluminiowych (pokrycia, ścianki wręg i żeber, środniki

dźwigarów) aproksymowano powłokowymi elementami czterowęzłowymi CQUAD4 lub trójwęzłowymi CTRIA3. Z kolei struktury o dużym wydłużeniu (pasy dźwigarów, podłużnice, półki wręg i żeber, rozpórki, elementy podwozia, zastrzały, pręty kratowe) odwzorowano dwuwęzłowymi elementami jednowymiarowymi typu prętowego (CBAR) oraz belkowego (CBEAM). Elementy wyposażenia pokładowego potraktowane jako zastępcze masy skupione zamodelowano elementami punktowymi typu CONM2. W celu zdefiniowania więzów pomiędzy określonymi węzłami wprowadzono relacje typu MPC (ang. *Multipoint Constraints*). Za pomocą elementów sztywnych typu RBE (ang. *Rigid Body Element*) uwarunkowano połączenia zawiasowe, czyli relacje kinematyczne dla par węzłów, z których jeden niezależny należy do struktury stałej, zaś drugi zależny zlokalizowany jest we fragmencie ruchomym (klapa, lotka, ster – rys. 3). Za pośrednictwem elementów RBE włączono również do struktury modelowej duże masy skupione foteli i pilotów, uzależniając ruch tychże mas od węzłów strukturalnych zlokalizowanych w domniemanych miejscach mocowania. W modelach układów sterowania sterami ogonowymi zastosowano dwuwęzłowe elementy sprężyste typu CELAS imitujące sztywności wzdłużne popychaczy. Ostatecznie strukturę modelową (rys. 2.) scharakteryzować można następującymi atrybutami:

- 5960 węzłów (35750 stopni swobody),
- 6375 elementów powłokowych typu CQUAD4 i CTRIA3,
- 3260 jednowymiarowych elementów belkowych CBAR,
- 288 punktowych elementów masowych CONM2,
- 69 elementów sztywnych typu RBE2 lub RBE3,
- 18 elementów elastycznych CELAS1,
- 920 elementów bryłowych imitujących zastępczą bryłę silnika.

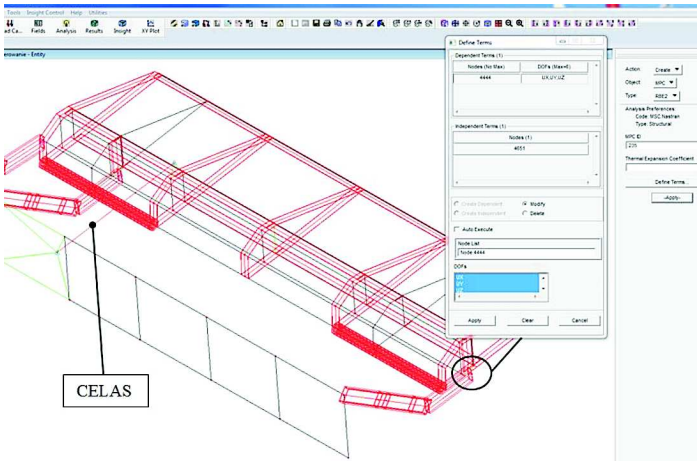


Rys. 2. Model dyskretny samolotu OSA do obliczeń MES

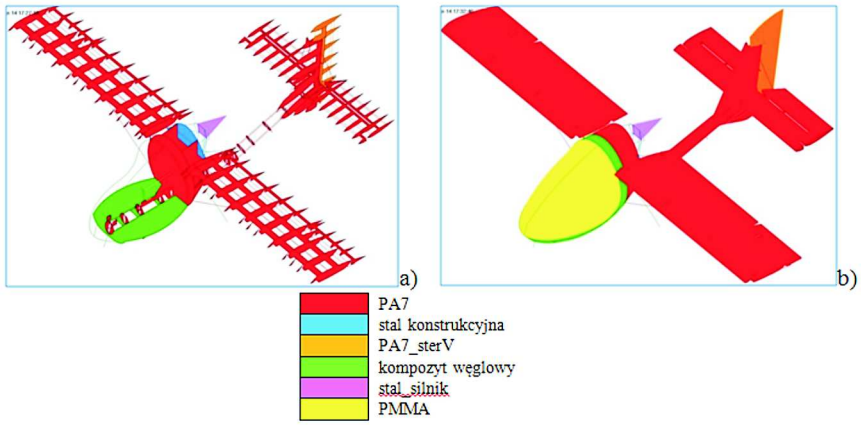
4. Weryfikacja własności modelowych

Model dyskretny – całość lub jego fragmenty – poddano analizom testowym ukierunkowanym na weryfikację konkretnej własności. Przeprowadzono cztery niezależne obliczenia, których celem było:

- określenie zgodności mas i lokalizacja środka ciężkości,
- wyznaczenie rozkładu przemieszczeń modelu obciążonego ustalonym rozkładem sił statycznych,



Rys. 3. Element sztywny typu RBE połączenia zawiasowego lotki z konsolą podporową (z atrybutami opisowymi: węzeł niezależny, węzeł zależny, zależne stopnie swobody) oraz element elastyczny CELAS imitujący sztywność zastępczą układu sterowania

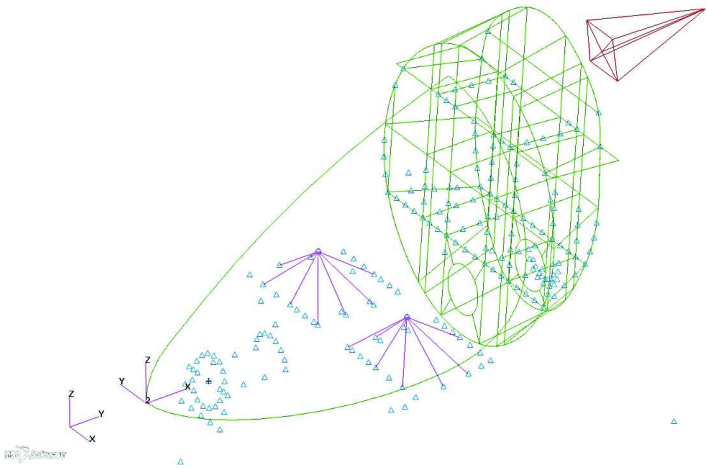


Rys. 4. Materiały konstrukcyjne przyporządkowane elementom strukturalnym: (a) materiały w strukturze wewnętrznej, (b) materiały elementów pokryciowych

- ocena sztywności skrętnej skrzydła,
- porównanie postaci drgań własnych skrzydła modelowego i rzeczywistego.

Masy modelowych elementów i zespołów konstrukcyjnych powinny być identyczne z masami projektowymi. W przypadku elementów skrzydłowych dobrano je w zgodności ze zważonymi masami części wytworzonych, natomiast w przypadku pozostałych elementów konstrukcyjnych i wyposażeniowych odtworzono zakładane masy obliczeniowe. Lokalizację mas składowych uzgodniono względem układu współrzędnych przyjętego w skrajnie przednim punkcie owiewki nosowej.

W tabeli 1 zestawiono masy modelowe elementów oraz podzespołów konstrukcyjnych. Przy poszczególnych pozycjach podano masy łączne, ewentualnie w nawiasach te same masy rozczłonkowane na część konstrukcyjną oraz niestrukturalną (suma: $m_{SM} + m_{NSM}$). Uwzględnienie mas niestrukturalnych w postaci sztucznie dodanych rozkładów powierzchniowych [kg/m^2] lub liniowych [kg/m] miało na celu skompensowanie niedoboru zaniżonej wartości masy modelowej w odniesieniu do rzeczywistej. Masa niestrukturalna jest niejako technologiczną konsekwencją dodania do blach dodatkowych powłok lub naddatków w trakcie procesów galwanizacji, malowania, uszczelniania itp. W ostatniej kolumnie dla porównania podano masy rzeczywiste zidentyfikowane w trakcie ważeń fabrycznych.



Rys. 5. Masowe elementy skupione imitujące masy niestrukturalne zabudowane na strukturze kadłuba – widoczne osie przyjętego układu odniesienia

Tabela 1. Zestawienie mas modelowych i rzeczywistych komponentów płatowcowych

Nr	Element konstrukcyjny	Współrzędne środka masy elementu (x_{sm}, y_{sm}, z_{sm})	Masa modelowa: (struktura+NSM) [kg]	Masa fizyczna [kg]
Skrzydło lewe (dla prawego masy identyczne, współrzędne y_{sm} dodatnie)				
1	dźwigar przedni	(1734,-2208,903)	5,746 (4,644+1,102)	5,748
2	dźwigar tylny	(2083,-2241,873)	3,515 (3,364+0,151)	3,516
3	pokrycie górne z podłużnicami	(2005,-2333,959)	7,120 (5,749+1,371)	
4	pokrycie dolne z podłużnicami	(1981,-2328,825)	7,124 (5,753+1,371)	
5	żebra:			
	z1a	(1961,-596,892)	0,367	
	z1b	(1977,-696,891)	0,495	
	z2	(1961,-996,892)	0,220	
	z3	(2005,-1396,889)	0,271	
	z4	(1932,-1796,894)	0,246	
	z5	(2005,-2196,889)	0,271	
	z6	(1961,-2596,892)	0,220	28,0
	z7	(1977,-2996,891)	0,297	(keson
	z7r	(2205,-3196,876)	0,134	skrzy-
	z8	(1961,-3396,892)	0,220	dła:
	z9	(1961,-3796,892)	0,220	łącznie
	z10	(1977,-4183,891)	0,297	poz.
	konsolki klap:			od
	konsolka nr 1	(2234,-696,851)	0,163	nr 1
	konsolka nr 2	(2234,-1396,851)	0,163	do
	konsolka nr 3	(2234,-2196,851)	0,163	nr 5)
	konsolka nr 4	(2234,-2996,851)	0,163	

	konsolki lotek:			
	konsolka nr 1	(2243,-3196,847)	0,173	
	konsolka nr 2	(2243,-4183,847)	0,173	
	konsolki slotów:			
	konsolka nr 1	(1622,-696,955)	0,055	
	konsolka nr 2	(1622,-1796,955)	0,055	
	konsolka nr 3	(1622,-2996,955)	0,055	
	konsolka nr 4	(1622,-4183,955)	0,055	
			27,981 (łączna masa modelowa kesonu)	
6	winglet	(2048,-4183,8907)	1,6	1,6
7	klapa	(2472,-1787,833)	3,898 (3,593+0,305)	3.9
8	lotka z wyważeniem	(2428,-3617,821)	3,400 (3,240+0,160)	3,4
9	slot	(1552,-2382,942)	2,900 (2,606+0,294)	2,9
10	zastrzał + okucia	(1700,-1196,508)	3,185 (1,468+0,677+2·0,52)	3,2
	Kadłub z usterzeniem pionowym			
11	struktura przedziału kabinowego	(985,0,87)	18,016	—
12	oszklenie kabiny	(888,0,522)	4,906	—
13	łoże silnika	(2256,0,809)	3,144	—
14	belka kadłubowa	(1567,0,-1)	19,357	—
	(z okuciami podwozia)			
15	belka ogonowa	(3894,0,273)	10,137	—
16	wręga 1 (z okuciami)	(1698,0,495)	10,970	—
17	wręga 2 (z okuciami)	(2056,0,571)	11,235	—
18	struktura pomiędzy wręgami głównymi (zbiornik paliwa + komora spadochronu + pokrycie)	(1869,0,481)	6,551	—
19	okucie podwozia przedniego			—
20	zastrzał belki ogonowej	(2413,0,353)	2,375	—
21	statecznik pionowy – keson górny (z okuciami górnym i środkowym)	(4625,0,928)	4,589	—
22	statecznik pionowy – keson dolny	(4556,0,275)	2,121	—
	(z okuciem dolnym)			
23	ster kierunku (z okuciami)	(5079,-0.147,1032)	4,090	3,972
	Usterzenie poziome			
24	statecznik poziomy lewy (z okuciami)	(4676,-781,543)	5,591 (5,011+0,580)	5,641
25	statecznik poziomy prawy (z okuciami)	(4676,781,543)	5,591 (5,011+0,580)	5,635
26	zastarzał statecznika lewego	(4979,-428,901)	0,199	—
27	zastarzał statecznika prawego	(4979,-428,901)	0,199	—
28	ster wysokości L (z okuciami)	(4988,-948,567)	3,720 (3,533+0,187)	3,731
29	ster wysokości P (z okuciami)	(4988,948,567)	3,720 (3,533+0,187)	3.742

Położenie środka ciężkości modelu określono względem globalnego układu widocznego na rys. 5 oraz względem średniej cięciwy aerodynamicznej c_{aer}. Dodatkowo wyznaczono masowe momenty bezwładności względem układu centralnego (tabela 2).

Tabela 2. Arkusz z aplikacji narzędziowej *Patran-Mass Properties* z zestawieniem danych modelowych: współrzędne środka ciężkości względem układu globalnego CG(CID 2) [mm], główne masowe momenty bezwładności I-Principal [kg·mm^2], główne promienie bezwładności Radii of Gyr. [mm], masa całkowita Mass [kg]

Summary Display of Center of Gravity, Principal Inertias, Radii of Gyration, Mass, and Volume

	CG(CID 0)	CG(CID 2)	I-Principal	Radii of Gyr.	Mass
1	-2.95E-001	1.843E+003	1.351E+009	1.337E+003	7.550E+002
2	1.518E+003	2.959E-001	7.804E+008	1.017E+003	
3	4.378E+002	4.378E+002	7.348E+008	9.865E+002	

Lokalizację środka ciężkości względem początku średniej cięciwy aerodynamicznej określono, posługując się znanym wzorem:

$$\overline{x}_{CG} = \frac{x_{CG} - x_{Caer}}{c_{aer}} \tag{4.1}$$

Dla wyznaczonych parametrów projektowych: $x_{CG} = 1843{,}0$ mm (z tabeli 2), $c_{aer} = 1185{,}0$ mm, $x_{Caer} = 1469{,}4$ otrzymano ostatecznie $\overline{x}_{CG} = 0{,}315$. W konfrontacji z założeniami projektowymi przewidującymi lokalizację środka masy samolotu z maksymalną masą startową w granicach 31% średniej cięciwy uzyskana wartość jest jak najbardziej poprawna.

W drugiej fazie obliczeń weryfikujących model przeprowadzono analizę programową (MD Nastran), rozwiązując podstawowe zagadnienie statyczne określające zależność pomiędzy wektorami przemieszczeń $\mathbf{q}$ i obciążeń $\mathbf{F}$ z udziałem globalnej macierzy sztywności $\mathbf{K}$:

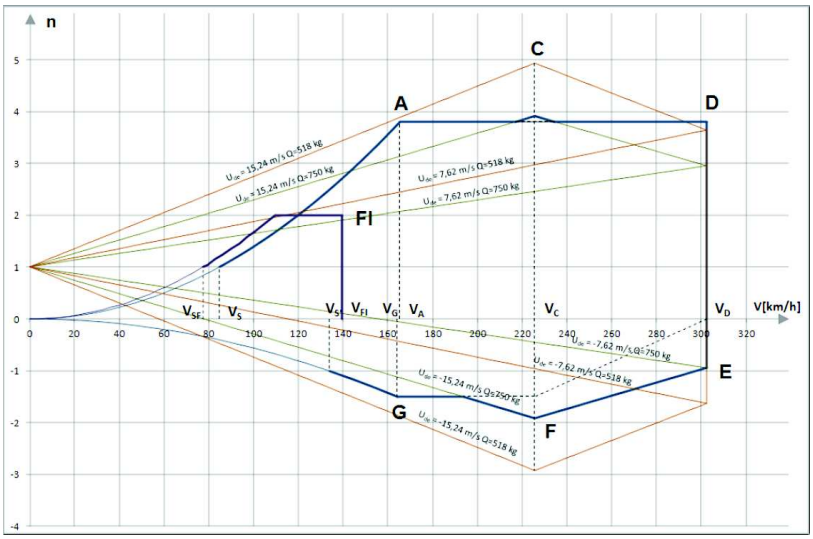
$$\mathbf{F} = \mathbf{Kq} \tag{4.2}$$

Wyznaczono rozkład przemieszczeń węzłowych płata nośnego przy założeniu, że zadany wektor obciążeń zewnętrznych $\mathbf{F}$ jest równoważny obciążeniu rzeczywistemu będącemu wypadkową sił masowych i aerodynamicznych oddziałujących na płatowiec w określonym reżimie lotu. Uzyskanie przemieszczenia końcówki skrzydła na poziomie nie większym niż 5% jego rozpiętości powinno świadczyć o właściwym zamodelowaniu struktury, co w efekcie przekłada się na poprawnie dobraną sztywność giętną. Wariant obciążenia zastosowany w symulacji odpowiada przeciążeniu n_{max} wyliczonemu według stosownych przepisów dedykowanych do wyznaczenia obwiedni obciążeń w locie [3].

Programowe obliczenia numeryczne wykonano dla obciążeń odpowiadających punktowi A obwiedni (rys. 6). Symulację obciążenia zrealizowano, aplikując układ sił skupionych równoważnych łącznym obciążeniom aerodynamicznym i masowym generowanym na poszczególnych komponentach płatowca. Siły aerodynamiczne: P_{Waer-i} oraz P_{Haer-j} działające w i-tym punkcie skrzydła i j-tym punkcie usterzenia poziomego zostały dobrane według uproszczonych rozkładów zlinearyzowanych. Metodyka wyznaczania obciążeń bieżących płatowca opisana jest m.in. w poz. [5]. Układy sił zastępczych działające na zespoły płatowca są oczywiście równoważne rzeczywistym obciążeniom ciśnieniowym:

$$\sum_{i=1}^{I} P_{Waer-i} = \iint\limits_{S_W} dx\,dy \qquad \sum_{j=1}^{J} P_{Haer-j} = \iint\limits_{S_H} dx\,dy \tag{4.3}$$

zliczanym według powyższych formuł jako całki z rozkładów odpowiednich ciśnień statycznych Δp_W i Δp_H po powierzchni skrzydeł S_W oraz usterzenia poziomego S_H. Rozkłady sił skupionych



Rys. 6. Obwiednia obciążeń w locie $n(V)$ samolotu OSA wg przepisów CS-VLA [3]

działających na powierzchnie nośne dobrano w taki sposób, aby stanowiły układ zrównoważony wektorowo oraz momentowo. Warunek równowagi wektorów sił to:

$$\sum_{i=1}^{I} \mathbf{P}_{Waer-i} + \sum_{j=1}^{J} \mathbf{P}_{Haer-j} + \sum_{k=1}^{K} \mathbf{P}_{Wm-k} + \sum_{l=1}^{L} \mathbf{P}_{Hm-l} + \sum_{m=1}^{M} \mathbf{P}_{Vm-m} + \sum_{n=1}^{N} \mathbf{P}_{Fm-n} = 0 \quad (4.4)$$

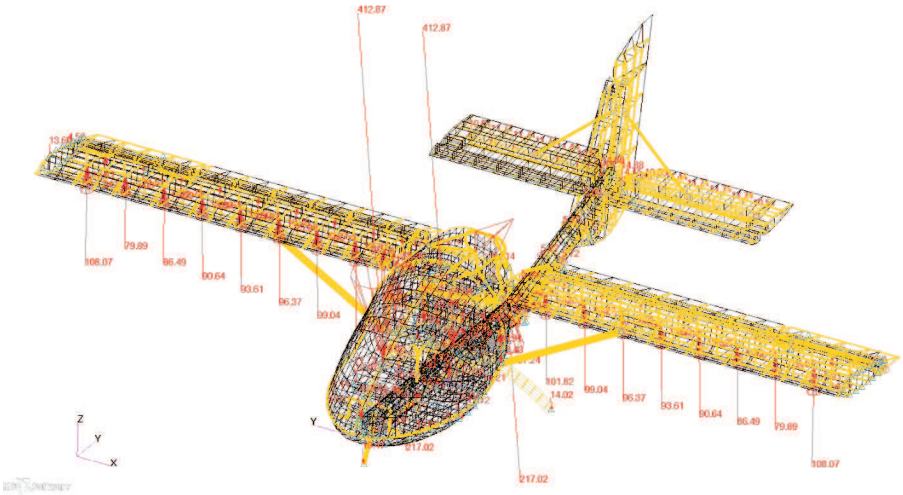
z kolei warunek równowagi momentów względem poprzecznej osi centralnej to:

$$\sum_{i=1}^{I} P_{Waer-i} x_{Waer-i} + \sum_{j=1}^{J} P_{Haer-j} x_{Haer-j} + \sum_{k=1}^{K} P_{Wm-k} x_{Wm-k} + \sum_{l=1}^{L} P_{Hm-l} x_{Hm-l} + \\ + \sum_{m=1}^{M} P_{Vm-m} x_{Vm-m} + \sum_{n=1}^{N} P_{Fm-n} x_{Fm-n} = 0 \quad (4.5)$$

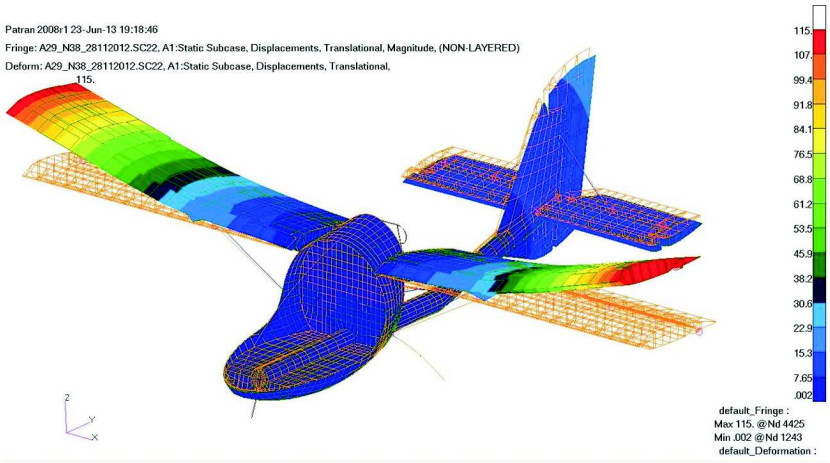
W efekcie symulacji programowej otrzymano rozkłady przemieszczeń statycznych struktury (rys. 7). Maksymalne przemieszczenie punktu na końcówce skrzydła $u_{max} = 115\,\text{mm}$ to zaledwie 2,8% rozpiętości skrzydła (rys. 8). Sztywność globalną modelu można zatem uznać za zadowalającą.

Nastepnie przeprowadzono lokalną ocenę własności modelowych, analizując izolowane skrzydło w aspekcie jego własności sztywnościowych i dynamicznych. Dysponując wynikami wcześniej przeprowadzonej próby sztywnościowej na skręcanie, przeprowadzono symulację obciążeniową, odwzorowując warunki zamocowania i obciążenia izolowanej struktury. Uzyskane kąty skręceń wyznaczone w wybranych przekrojach na podstawie przemieszczeń węzłowych modelu okazały się prawie identyczne ze skręceniami zmierzonymi w czasie próby stoiskowej (rys. 9 i 10).

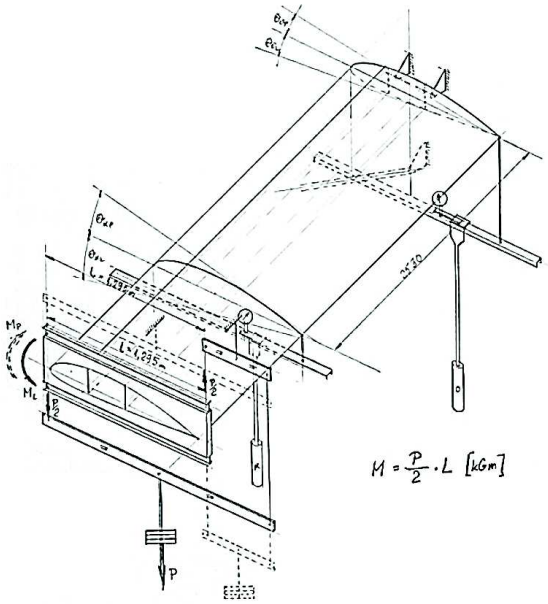
Ostatecznie dokonano porównawczej analizy drgań własnych skrzydła izolowanego, opierając się na wynikach uzyskanych niezależnie z doświadczalnej analizy modalnej oraz z obliczeń procesorem MD Nastran. Próbę rezonansową skrzydła przeprowadzono, wykorzystując jego poprzednie zamocowanie na stanowisku do prób sztywnościowych (rys. 11). Pomiary dynamiczne tak przygotowanej konstrukcji przeprowadzono, wykorzystując dedykowaną aparaturę pomiarową obejmującą analizator LMS SCADAS Lab, zestaw czujników piezoelektrycznych rozlokowanych na górnym pokryciu skrzydła (33 szt.) oraz układ wymuszający w postaci pary wzbudników elektrodynamicznych.



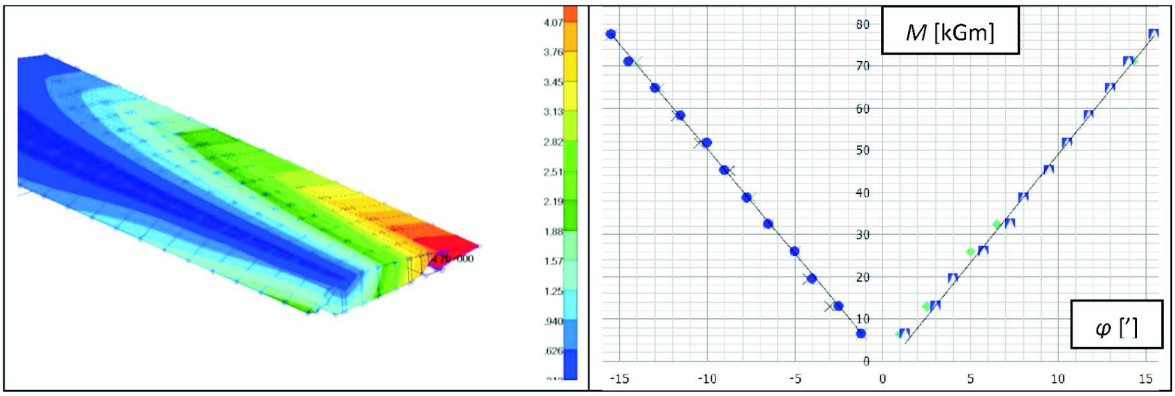
Rys. 7. Programowa symulacja rozkładu obciążenia w preprocesorze Patran za pomocą sił skupionych P_{W^i} [kg] oraz P_{H^j} [kg] przyłożonych w wybranych punktach skrzydła i usterzenia



Rys. 8. Rozkład przemieszczeń po analizie statycznej modelu, $u_{max} = 115\,\text{mm}$

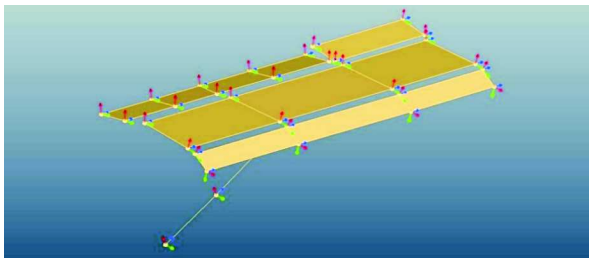


Rys. 9. Szkic poglądowy realizacji próby sztywnościowej na skręcanie – skrzydło zamocowane w płaszczyźnie cięciwy wewnętrznej obciążone parą sił imitujących moment skręcający w płaszczyźnie skrajnej cięciwy



Rys. 10. Symulacja programowa próby skręceniowej skrzydła i uzyskane rozkłady przemieszczeń kątowych φ dla obciążenia momentowego M zadawanego w dwóch przeciwnych kierunkach

Rys. 11. Skrzydło zamocowane na stanowisku do pomiarów rezonansowych – widoczne dwa wzbudniki z prętami wymuszającymi wklejonymi do wzmocnionych punktów konstrukcyjnych na dolnym pokryciu

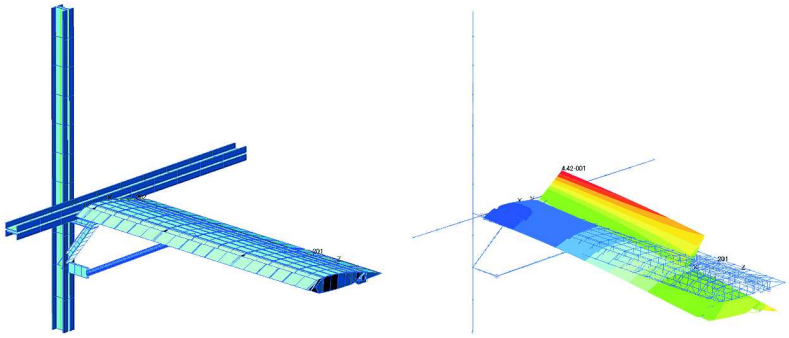


Rys. 12. Jedna z postaci drgań własnych izolowanego skrzydła wygenerowana w oprogramowaniu Test.Lab sterującym pomiarami modalnymi – animacja przemieszczeń na podstawie obróbki sygnałów wygenerowanych przez czujniki przyspieszeń (żółte markery) rozlokowane na górnym pokryciu

Model dyskretny skrzydła do obliczeń drganiowych przygotowano, odwzorowując możliwie precyzyjnie otoczenie struktury pomiarowej. Zamodelowano fragment ramy stoiskowej w postaci poziomej belki do mocowania okuć głównych oraz pionowego słupa podpierającego dolny koniec zastrzału. Belkom zadano identyczne jak w rzeczywistości własności przekrojowe oraz warunki brzegowe adekwatne do ich rzeczywistego mocowania ramowego. Jako że mechanizmy sterowania lotką i klapą na rzeczywistym skrzydle nie zostały zamontowane dosztywnienie klapy i lotki w kierunku ich wychylania zrealizowano poprzez zastępczy układ złożony z odpowiednio dobranej ilości gumowych cięgien. Zestawienie porównawcze postaci i częstotliwości własnych zamieszczono w tabeli 3.

Tabela 3. Porównawcze zestawienie częstotliwości podstawowych postaci własnych izolowanego skrzydła wyznaczonych doświadczalnie i numerycznie

Nr	Postać własna	f_{exp} [Hz]	f_{num} [Hz]	Δf [%]
1	Wychylanie lotek	—	8,91	—
2	Pierwsze zginanie skrzydła	12,86	13,88	+7,9
3	Kołysanie poziome skrzydła	16,04	14,56	−9,2
4	Pierwsze skręcanie skrzydła	31,83	33,77	+6,1
5	Kołysanie boczne lotki	32,76	34,89	+6.5



Rys. 13. Model dyskretny skrzydła zamocowanego do wirtualnej struktury ramowej i druga postać modalna wyznaczona programem MD Nastran ($f_2 = 13{,}88\,\text{Hz}$)

5. Modelowe postacie drgań własnych

Dyskretny model samolotu poddano analizie drgań własnych [2], [6], [7]. Rozwiązanie zagadnienia własnego polega na rozwiązaniu równania naturalnych drgań nietłumionych:

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{q}}(t) + \mathbf{K}\mathbf{q}(t) = \mathbf{0} \tag{5.1}$$

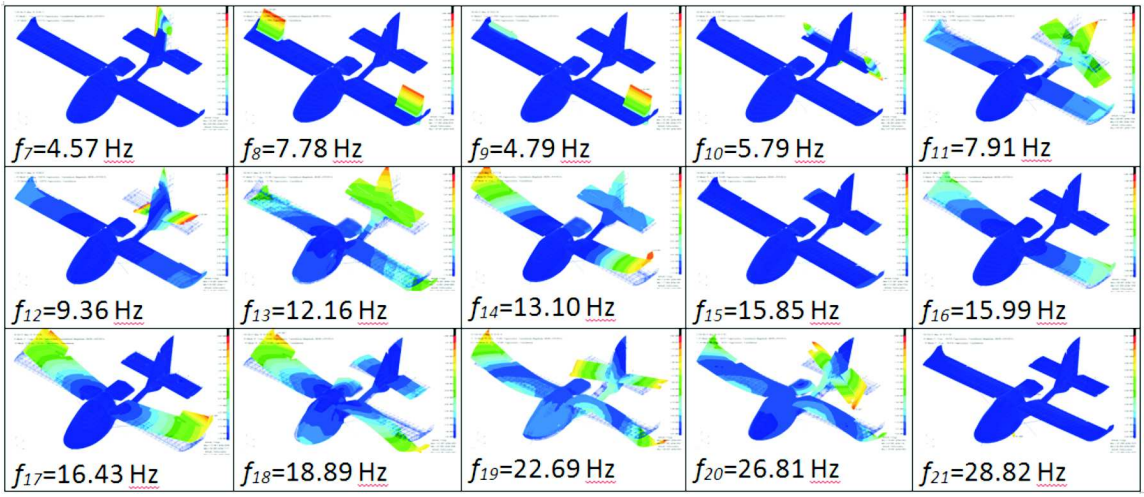
Zakładając, że rozwiązaniem jest funkcja harmoniczna typu $\mathbf{q} = \mathbf{q}_0 e^{\lambda t}$, równanie różniczkowe (5.1) sprowadza się to do liniowego zagadnienia własnego postaci:

$$(\mathbf{K} - \lambda\mathbf{M})\mathbf{q}_0 = \mathbf{0} \tag{5.2}$$

gdzie $\mathbf{M}$, $\mathbf{K}$ są globalnymi macierzami sztywności i bezwładności wyznaczanymi na bazie modelu, $\mathbf{q}_0$ jest wektorem amplitud przemieszczeń w poszczególnych węzłach modelowych, λ jest wartością własną określoną poprzez kwadrat częstości drgań własnych $\lambda = \omega^2$. Celem znalezienia wartości własnych spełniających równanie (5.2) rozwiązuje się następujące równanie wyznacznikowe:

$$\det|\mathbf{K} - \lambda\mathbf{M}| = 0 \tag{5.3}$$

Numeryczne serie obliczeń przeprowadzono, wykorzystując procesor MD Nastran. Wyznaczono postacie drgań własnych w zakresie częstotliwości od 0 do 30 Hz, z czego 6 pierwszych to postacie sztywne o częstotliwościach zerowych (zera numeryczne, w warunkach rzeczywistego lotu będą to oczywiście częstotliwości niezerowe, zwykle rzędu 1 Hz). Warunki brzegowe zrealizowano, wprowadzając użyteczną przy analizie konstrukcji swobodnej instrukcję SUPORT, umożliwiającą zdefiniowanie 6 reakcyjnych stopni swobody wybranego węzła modelowej struktury.



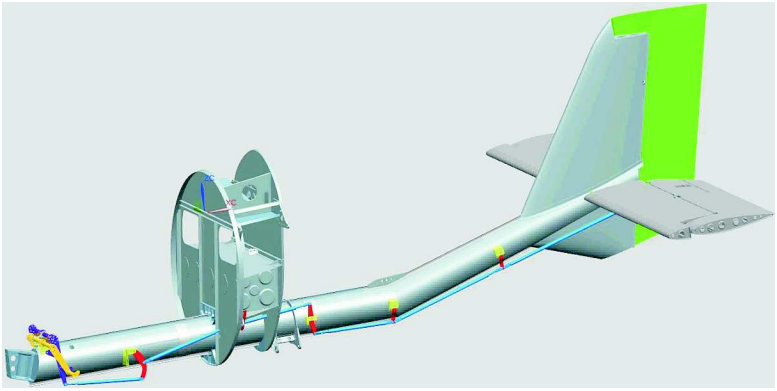
Rys. 14. Wizualizacja postaci modelowych drgań własnych z postprocesora Patran-Results; nie zamieszczono pierwszych sześciu postaci sztywnych o zerowych częstotliwościach, w związku z czym pierwsza postać odkształcalna (wychylanie steru kierunku) oznaczona jest numerem 7 (konsekwentnie częstotliwość f_7)

6. Modelowanie układów sterowania

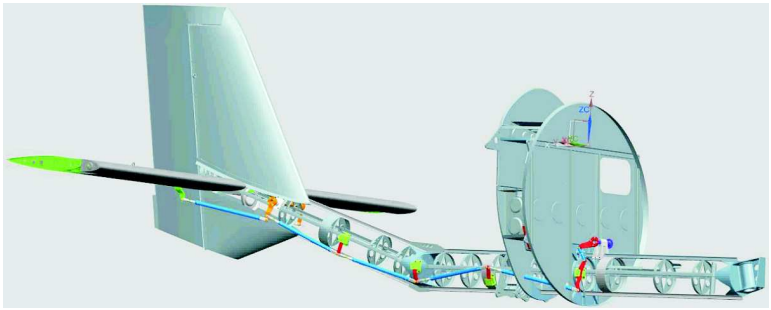
Kluczowym problemem z punktu widzenia poprawności wyznaczenia częstości drgań powierzchni sterowych było przygotowanie modeli układów sterowania oraz ich integracja z bazowym modelem struktury płatowca. Postacie drgań flatterowych, zarówno skrzydła jak i usterzenia, zawierają zwykle komponent udziałowy w postaci wychyleń organów sterujących (lotek, steru kierunku, steru wysokości). W celu wyznaczenia krytycznych prędkości flatteru z udziałem wychylania powierzchni sterujących należało zatem zamodelować zarówno strukturę lotek i sterów, jak i mechanizmy zapewniające ich wychylanie oraz właściwe usztywnienie w związku z podparciem manipulatorów sterujących kończynami pilota.

Bazą do dyskretyzacji układów sterowania sterem kierunku i sterem wysokości były przygotowane wcześniej modele geometryczne tychże mechanizmów (rys. 15 i 16.). Układy sterowania w samolocie OSA są typu mechanicznego. W skład każdego układu wchodzą drążki popychaczy, których końcówki osadzono w końcowych punktach wahliwie zamocowanych dźwigni lub wahaczy. W punktach montażu zapewniono swobodę rotacji, co umożliwia współzależne przemieszczanie się elementów, a w efekcie swobodny ruch mechanizmu jako całości. Ogniwo początkowe każdego łańcucha kinematycznego to napędzany element manipulacyjny podpierany dłonią lub nogą pilota (sterownica ręczna – drążek i nożna – pedały). Z kolei ogniwo zamykające to końcowy popychacz dopięty do dźwigni napędu steru sztywno osadzonej w strukturze elementu wychylnego.

Wykonanie ruchomych połączeń sterów, lotek i klap z płatowcem polegało na zdefiniowaniu elementów sztywnych typu RBE2 imitujących połączenia zawiasowe wskazanych par węzłowych. W każdym elemencie sztywnym rozróżnia się węzeł niezależny należący do struktury stałej i węzeł zależny należący do struktury ruchomej, posiadający stopnie swobody określone względem węzła niezależnego. Zakładając, że ruch węzłów zależnych determinowany będzie uzależnieniem przemieszczeń translacyjnych tegoż węzła od wszystkich pozostałych przemieszczeń węzła zależnego, można zapisać odpowiednie zależności matematyczne jednoznacznie definiujące tego typu relacje:



Rys. 15. Model geometryczny mechanizmu sterującego sterem kierunku



Rys. 16. Model geometryczny mechanizmu sterującego sterem wysokości

$$\begin{aligned} u_x^{dep} &= f_1(u_x^{ind}, u_y^{ind}, u_z^{ind}, r_x^{ind}, r_y^{ind}, r_z^{ind}) \\ u_y^{dep} &= f_2(u_x^{ind}, u_y^{ind}, u_z^{ind}, r_x^{ind}, r_y^{ind}, r_z^{ind}) \\ u_z^{dep} &= f_3(u_x^{ind}, u_y^{ind}, u_z^{ind}, r_x^{ind}, r_y^{ind}, r_z^{ind}) \end{aligned} \tag{6.1}$$

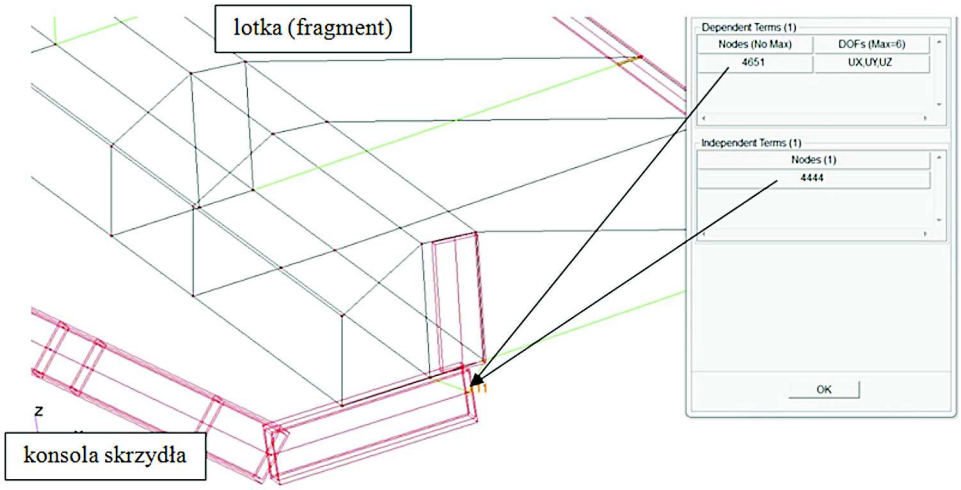
gdzie: u_i^{dep} – przemieszczenie translacyjne węzła zależnego względem i-tej współrzędnej – (x, y, z), u_i^{ind} – przemieszczenie translacyjne węzła niezależnego względem i-tej współrzędnej, r_i^{ind} – przemieszczenie rotacyjne węzła niezależnego względem i-tej współrzędnej, f_1, f_2, f_3 – funkcje transformacyjne definiujące zależności przemieszczeniowe węzłów.

Wprowadzenie powyższych powiązań dla przynajmniej dwóch dowolnych węzłów struktury wychylnej zlokalizowanych na uprzednio zdefiniowanej osi zawiasów jest wystarczające, aby tenże fragment konstrukcji był połączony w sposób ruchomy ze strukturą stałą (rys. 17).

Drgania wychylne względem osi zawiasów muszą mieć oczywiście częstotliwości niezerowe z racji sztywności rotacyjnej wynikającej z występowania mechanizmów sterujących wychyleniami sterów czy lotek. Układy sterowania w sposób najprostszy można przybliżyć zastępczymi elementami elastycznymi typu CELAS, posiadającymi określoną sztywność w zadanym kierunku. Tego typu elementy wprowadzono do modelu celem zasymulowania wypadkowych sztywności układów sterowania klap i lotek (pokazuje to wcześniejszy rys. 3).

Uwarunkowania determinujące podatność w kierunku wychyleń sterów ogonowych wprowadzono poprzez odwzorowanie rzeczywistych elementów mechanizmu sterowego elementami zastępczymi funkcjonującymi w ramach modelowego łańcucha kinematycznego. Rurowe pręty popychaczy zamodelowano dwuwęzłowymi elementami CELAS1, którym przyporządkowano parametry sztywnościowe wyliczone według klasycznej formuły określającej sztywność pręta na ściskanie i rozciąganie:

$$k_i = \frac{E_i F_i}{l_i} \tag{6.2}$$



Rys. 17. Modelowe połączenie zawiasowe pomiędzy strukturą ruchomą (lotka) a strukturą stałą (konsola skrzydłowa); sztywne powiązanie typu RBE oznaczone etykietą 111 ustala zależność kinematyczną węzła lotkowego (Node 4651) od ruchu niezależnego węzła konsolowego (Node 4444) – oba węzły zlokalizowane są w tym samym punkcie

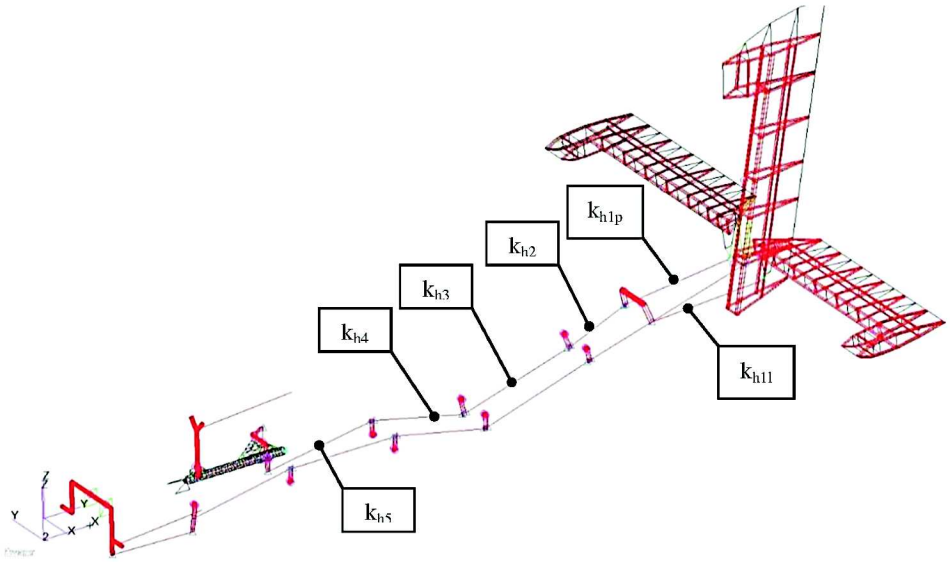
gdzie: F_i – pole przekroju poprzecznego i-tego popychacza (przekroje rurowe o średnicach D i d), l_i – długość i-tego popychacza, E_i – moduł Younga materiału konstrukcyjnego, z którego wykonano popychacz. Z kolei ruchome wahacze, umożliwiające przemieszczanie popychaczy w kierunku przekazania siły napędowej do sterów, aproksymowano elementami belkowymi – swobodnymi w węzłach połączeń z elementami CELAS, natomiast osadzonymi obrotowo (poprzez pary powiązań RBE2) na kadłubowych czopach osadczych. Zestawione w ten sposób modelowe mechanizmy ruchowe usztywniono końcowymi elementami sprężystymi imitującymi sztywność podparcia sterownic. Końcowe elementy sprężyste CELAS odwzorowują sztywności kończyn pilota podpierających końcówki sterownicy ręcznej i nożnej. Drążek i pedały sterowania zamodelowano jako lokalne struktury belkowe związane z węzłami elementów podporowych również poprzez połączenia przegubowe RBE2. Zapewniono w ten sposób możliwość swobodnego ruchu wychylnego sterownic zgodnie z rzeczywistymi warunkami kinematycznymi.

Tabela 4. Przykładowe parametry geometryczne, sztywnościowe i masowe wybranych elementów popychaczowych uwzględnionych w modelowych układach sterowania pokazanych na rys. 18 (kolejne kolumny to: oznaczenie popychacza, E – moduł Younga materiału, D – średnica zewnętrzna przekroju, d – średnica wewnętrzna przekroju, F – pole przekroju poprzecznego, EF – sztywność przekrojowa, l – długość popychacza, k – sztywność zastępcza (obliczona i zaokrąglona), masa popychacza oraz równoważne zastępcze masy skupione uwzględnione w modelu

Popychacz	E [mM/mm^2]	D [mm]	d [mm]	F [mm^2]	EF [mN]	l [mm]	$k = EH/l$ [mN/mm]	k (MES)	masa [kg]	masy skupione
k*	72000000	25	23	75,36	5425920000	720	7536000,0	7535000	0,304006	0,076·4
kh2	72000000	25	23	75,36	5425920000	420	129188857,1	12915000	0,088668	0,04433·2
kh3	72000000	25	23	75,36	5425920000	740	7332324,3	7330000	0,156225	0,07811·2
kh4	72000000	25	23	75,36	5425920000	630	8612571,4	8610000	0,133002	0,0665·2
kh5	72000000	25	23	75,36	5425920000	720	7536000,0	7535000	0,152003	0,076·2

k*=kh1l/kh1p

W przypadku zablokowania sterownicy ręcznej i nożnej poprzez oddziaływania kończyn pilota (uchwytem ręki oraz oparciem stóp) układy sterowania są dodatkowo dosztywniane. Siły spowodowane ingerencją pilota powinny wygenerować momenty zawiasowe, zrównoważające momenty



Rys. 18. Modele dyskretne układów sterowania sterami ogonowymi: układ sterowania sterem wysokości z wychylną belką imitującą drążek, usztywnienie ruchu wychylnego obu płyt steru zapewniono poprzez łącznik belkowy przekazujący ruch napędu do dwóch popychaczy końcowych; układ sterowania sterem kierunku z wychylną dźwignią sterownicy nożnej

aerodynamiczne sterów. Skrajne wielkości tychże wysiłków należy przewidzieć w sytuacjach ekstremalnego obciążenia powierzchni sterowych, a więc przy okazji gwałtownych manewrów skutkujących maksymalnymi wartościami momentów zawiasowych. Pkt. 397 przepisów CS-VLA [3] przewiduje ekstremalne wysiłki oddziaływania pilota na końcówki sterownic w zakresie od 300 do 1000 N (zależnie od typu i geometrii dźwigni). Do zasymulowania maksymalnych sztywności modelowych układów sterowania przyjęto siły na drążku i na pedałach odpowiednio: $F_{dr} = 750\,\mathrm{N}$, $F_{ped} = 1000\,\mathrm{N}$.

Obliczenia sztywności podparcia końcówek sterownic mają charakter stricte szacunkowy. Można tu stosować różne metody wyznaczenia zastępczej sztywności wprowadzanej uchwytem dłoni k_r lub oparciem nogi k_n, jednakże z racji dużych niepewności danych początkowych w zasadzie niemożliwe jest jednoznaczne określenie obu parametrów. Wskazane sztywności zależą od wielu grup czynników, takich jak:

- wymiary antropomorficzne pilota,
- stałe materiałowe tkanek wchodzących w skład układu chrzęstno-szkieletowego,
- predyspozycje fizjologiczne.

Zróżnicowanie danych geometrycznych i materiałowych oraz możliwości wydolnościowych ludzkiego organizmu, a do tego nieliniowy charakter odkształceń ludzkiego ciała decydują, że można jedynie próbować oszacować rząd wielkości parametrów k_r i k_n. Dla tych oszacowanych sztywności można następnie wyznaczyć najwyższe częstotliwości naturalnych postaci sterowych samolotu. Maksymalne wartości częstości postaci sterowych będą tu oczywiście konsekwencją usztywnienia danego układu sterowania możliwie największym wysiłkiem przeznaczonym do manipulacji sterownicami.

W niżej poprowadzonych obliczeniach przyjęto restrykcyjne założenie, że przemieszczenia podtrzymywanych przez pilota manipulatorów sterujących (drążka, pedałów) wynikają wyłącznie z odkształcalności kości oddziałujących kończyn. Uwzględniono przy tym jedynie kości przedramienia – w przypadku sztywności na drążku oraz kości podudzia – w przypadku sztywności wprowadzanej na pedały. Rozważano oczywiście jedynie liniowy charakter odkształceń.

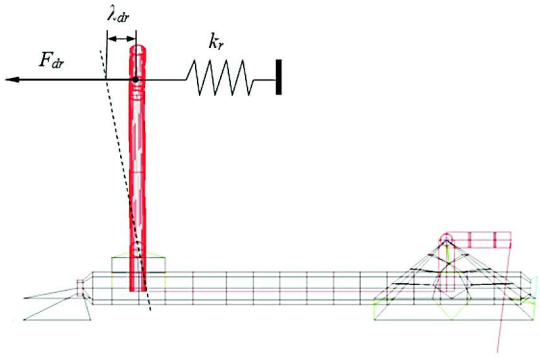
Metoda szacowania sztywności podparcia sterownic oddziaływaniem pilota opiera się na założeniu, że efektem maksymalnych sił przykładanych do końcówek drążka i pedałów są odpowiednie odkształcenia układu kostnego, bezpośrednio związanego z zadanym wysiłkiem. Sztywności mogą być wówczas wyznaczone jako stosunki maksymalnych sił przewidzianych w przepisach do przemieszczeń manipulatorów wynikających z odkształceń kości kończyn. Sztywność blokowania drążka ręką przy silnym uchwycie można zatem określić formułą:

$$k_r = \frac{F_{dr}}{\lambda_{dr}} \tag{6.3}$$

gdzie F_{dr} i λ_{dr} to odpowiednio siła przykładana przez pilota do drążka i przemieszczenie na końcówce drążka jako skutek jej działania (rys. 19). Jeśli przemieszczenie końcówki drążka przyjmie się równe wydłużeniu (lub skróceniu) przedramienia, wówczas:

$$\lambda_{dr} = \Delta l_{pr} \tag{6.4}$$

W publikacjach (m.in. [13], [14], [15]) podaje się, że maksymalne wartości spotykanych odkształceń kości są rzędu $\varepsilon_{k-max} = 1{,}5\%$, natomiast ich maksymalna wytrzymałość na rozciąganie jest rzędu $\sigma_{k-max} = 30\,\mathrm{MPa}$. Przy powyższych założeniach i dla przyjętych wymiarów kości przedramieniowych (łokciowej i promieniowej) oszacowano poziom rzeczywistych naprężeń normalnych w średnim przekroju oraz odpowiadające tym naprężeniom odkształcenie. Wymiary charakterystyczne układu kostnego przedramienia przyjęto do obliczeń na podstawie wymiarów kości łokciowej i promieniowej podanych w źródłach [16], [17].



Rys. 19. Model drążka sterowania samolotu OSA obciążonego wysiłkiem pilota, sprężyna symuluje sztywność uchwytu ręki

Uśredniona długość i pole przekroju poprzecznego układu obu kości: $l_{pr} = 260\,\mathrm{mm}$, $A_{pr} = 215\,\mathrm{mm}^2$. Naprężenia w uśrednionym przekroju przedramienia określić można wzorem:

$$\sigma_{pr} = \frac{F_{dr}}{A_{pr}} \tag{6.5}$$

Wynosi ono $\sigma_{pr} \approx 3{,}50\,\mathrm{MPa}$, czyli wartość jest około 8,5 razy mniejsza od naprężeń dopuszczalnych σ_{k-max}. Można zatem przyjąć, że i odkształcenie przedramienia jest proporcjonalnie mniejsze od dopuszczalnego, a więc orientacyjnie można je określić przybliżoną zależnością:

$$\Delta l_{pr} \approx \varepsilon_{k-max} \frac{\sigma_{pr}}{\sigma_{k-max}} l_{pr} \tag{6.6}$$

W efekcie wydłużenie przedramienia, a jednocześnie przemieszczenie końcówki drążka wyniesie $\lambda_{dr} = \Delta l_{pr} \approx 0{,}47\,\mathrm{mm}$. Z oszacowania wynika, że sztywność uchwytu drążka ostatecznie wyniesie $k_r \approx 1{,}6 \cdot 10^6\,\mathrm{N/m}$.

Analogiczne obliczenia należy wykonać celem wyznaczenia sztywności pochodzącej od oparcia nogi na sterownicy nożnej. Formuła do wyznaczenia k_n przybierze teraz postać:

$$k_n = \frac{F_{ped}}{\lambda_{ped}} \tag{6.7}$$

gdzie λ_{ped} jest przemieszczeniem orczyka w punkcie przyłożenia siły F_{ped} (rys. 20). Należy założyć, że to przemieszczenie będzie równe przemieszczeniu kości podudzia, co skutkuje równością:

$$\lambda_{ped} = \Delta l_{pu} \tag{6.8}$$

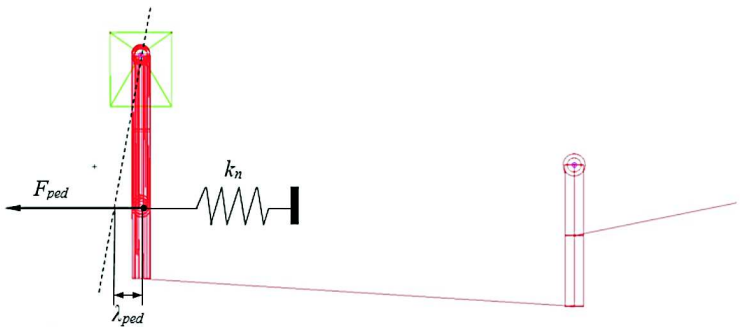
Przyjęto następujące wartości średniej długości i pola przekroju układu kości goleniowych (piszczelowej i strzałkowej łącznie): $l_{pu} = 383\,\text{mm}$, $A_{pu} = 318\,\text{mm}^2$. Naprężenia w uśrednionym przekroju podudzia:

$$\sigma_{pu} = \frac{F_{ped}}{A_{pu}} \tag{6.9}$$

Wartość naprężeń $\sigma_{pu} \approx 3{,}15\,\text{MPa}$, czyli jest 9,5 razy niższa od wartości dopuszczalnej. Rzeczywiste wydłużenie podudzia można znowu oszacować z proporcji odkształcenia i względnych naprężeń:

$$\Delta l_{pu} \approx \varepsilon_{k-max} \frac{\sigma_{pu}}{\sigma_{k-max}} l_{pu} \tag{6.10}$$

Zatem przemieszczenie końcówki orczyka w punkcie przyłożenia siły wyniesie $\lambda_{ped} = \Delta l_{pu} \approx 0{,}60\,\text{mm}$. Oszacowana w efekcie sztywność podparcia nogi to $k_n \approx 1{,}67 \cdot 10^6\,\text{N/m}$.



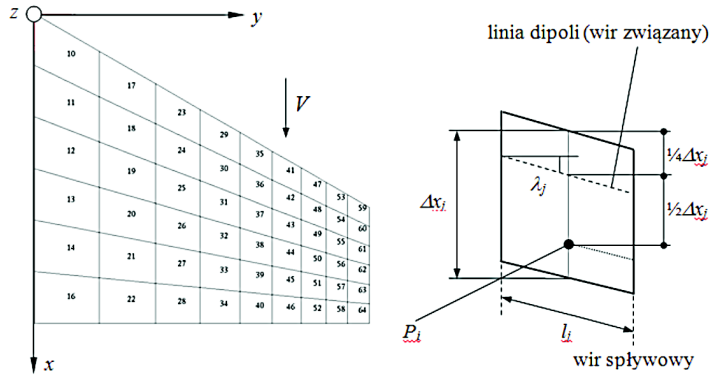
Rys. 20. Model orczyka mechanizmu napędu steru kierunku samolotu OSA obciążonego wysiłkiem pilota, sprężyna symuluje sztywność podparcia nogi

Wyliczone wartości sztywności podparciowych są rzędu $10^6\,\text{N/m}$, czyli są tego samego rzędu co sztywności popychaczy w modelowych układach sterowania. W efekcie uzyskano więc liczby zdecydowanie zawyżone, ale jednocześnie użyteczne z punktu widzenia parametryzacji obliczeń flatteru sterowego. Jeśli bowiem znajomość częstotliwości drgań własnych nie jest poparta badaniami rezonansowymi, częstości te można wstępnie wyznaczyć analitycznie lub symulacyjnie w oparciu o stosowne modele. Modelowa identyfikacja postaci sterowych samolotu jest jednak problematyczna ze względu na to, że zwykle nie są znane sztywności zawiasowego mocowania powierzchni wychylnych, bezpośrednio wynikające ze sztywności zabudowanych mechanizmów. Można jednak przewidzieć najbardziej skrajne przypadki obciążenia układu sterowania i na ich podstawie oszacować częstotliwości własne, w zakresie których należałoby rozważyć możliwość wystąpienia postaci wychyleń sterów. Najniższa częstotliwość wychylania (zwykle nieco powyżej zera) odpowiada przypadkowi sterownicy swobodnie puszczonej. Z kolei częstotliwość skrajnie najwyższa wystąpi wtedy, gdy sterownica zostanie zablokowana silnym działaniem kończyn operatora. Jeśli uchwyt ręki lub nacisk stopy zostanie zamodelowany zastępczą sztywnością dodatkowo dodaną do modelu sterowania, wtedy oczywiście częstotliwość wychyleń sterów będzie zasadniczo od niej zależna.

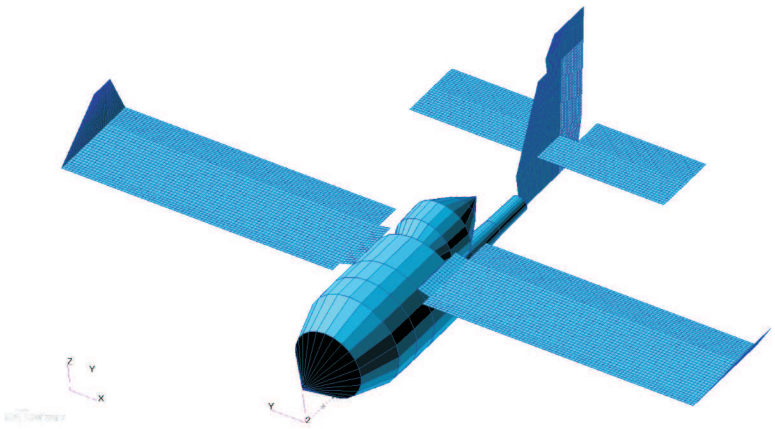
7. Analiza modeli aerosprężystych i wyniki flatteru

Numeryczne obliczenia flatteru wspomagane procesorem Nastran przeprowadzono dla zintegrowanego modelu aerosprężystego obejmującego dwa odrębne komponenty: model dyskretny struktury (rys. 2) oraz model panelowo-bryłowy do wyznaczania niestacjonarnych sił aerodynamicznych (rys. 22). Koncepcja modelowania aerodynamicznego bazuje na metodzie sieciowego rozkładu dipoli DLM (ang. *Doublet Lattice Method*) będącej rozwinięciem metody siatki wirowej dedykowanej dla opływów stacjonarnych. Teoria metody DLM opisana w [1] została zaimplementowana do oprogramowania MSC.Software [8]-[11], gdzie funkcjonuje w opcjach programowych do modelowania i analizy flatteru poddźwiękowego.

W metodzie DLM zakłada się aproksymację powierzchni aerodynamicznej płaskimi nieskończenie cienkimi panelami zbudowanymi z trapezoidalnych elementów o regularnym rozkładzie dipoli – analogicznym do rozkładu wirów związanych w opływie stacjonarnym (rys. 21.). W punktach kolokacji elementów położonych na 3/4 długości środkowej cięciw określa się składowe normalne prędkości indukowanych liniami dipolowymi. Te z kolei przyrównuje się do prędkości uzyskanych z różniczkowania równania odkształconej powierzchni, uzyskując w efekcie układ równań algebraicznych do wyznaczenia współczynników ciśnienia niestacjonarnego.



Rys. 21. Panel aerodynamiczny i modelowy rozkład dipoli na pojedynczym elemencie (wg [1])



Rys. 22. Uproszczona geometria samolotu złożona z osiowosymetrycznych brył zastępczych i paneli nośnych – model do wyznaczania współczynników aerodynamicznych metodą DLM

Ogólna zależność pomiędzy prędkością normalną w dowolnego punktu powierzchnia rozkładem ciśnienia niestacjonarnego ΔC_p wyraża się następującą formułą całkową:

$$w(x,y,z) = \frac{1}{8\pi} \iint\limits_S \Delta C_p(\xi,\sigma) K(x,y,z,k,\mathrm{Ma},\xi,\sigma)\, d\xi\, d\sigma \tag{7.1}$$

gdzie: ΔC_p – bezwymiarowy współczynnik amplitudy ciśnienia w dowolnym punkcie panelu, K – jądro funkcji podcałkowej (zależne od przyjętych dla panelu powierzchniowego współrzędnych kartezjańskich i krzywoliniowych oraz liczby Macha Ma), ξ, σ – odpowiednio współrzędna prostokątna wzdłuż cięciwy układu lokalnego związanego z elementem aerodynamicznym panelu odkształconego oraz współrzędna krzywoliniowa po rozpiętości. Zlinearyzowany warunek styczności przepływu względem opływanej powierzchni można wyrazić następująco:

$$w(x,y,z) = \frac{d}{dx}u(x,y,z) + i\frac{k}{l}u(x,y,z) \tag{7.2}$$

gdzie u jest przemieszczeniem w kierunku normalnym do powierzchni, l jest długością odniesienia równą rozpiętości powierzchni, $k = \omega c_{ref}/(2V)$ to parametr określany jako częstość zredukowana, zależny od częstości drgań ω, cięciwy odniesienia c_{ref} oraz prędkości opływu V. Prędkość normalną w punkcie kolokacji P_i i-tego elementu (rys. 21) indukowaną przez wszystkie dipole elementowe można zapisać wzorem (7.1), zastępując całkę powierzchniową skończoną sumą członów udziałowych pochodzących od poszczególnych elementów:

$$w_i = w(x_i, y_i, z_i) = \sum_{j=1}^{n} \frac{1}{8\pi} \Delta C_{p_j} \Delta x_j \cos\lambda_j \int_0^{l_j} K(x_i, y_i, z_i, k, \mathrm{Ma}, \mu)\, d\mu \tag{7.3}$$

Zmienna podcałkowa μ oznacza tu przyrost długości w kierunku linii dipolowej j-tego elementu. Oznaczenie λ dotyczy kąta skosu linii dipoli. Równanie (7.3) można podać w skróconym zapisie:

$$w_i = \sum_{j=1}^{n} D_{ij} \Delta C_{p_j} \tag{7.4}$$

gdzie D_{ij} to elementy macierzy wpływowej określające wpływ j-tego elementu na prędkość normalną w punkcie P_i. Po odwróceniu powyższej formuły otrzymuje się wyrażenie na współczynniki ΔC_{p_j}:

$$\Delta C_{p_i} = \sum_{j=1}^{n} A_{ij} w_j \tag{7.5}$$

gdzie A_{ij} to elementy macierzy aerodynamicznej $\mathbf{A}$ takiej, że $\mathbf{A} = \mathbf{D}^{-1}$.

Aby wyznaczyć macierz współczynników aerodynamicznych, należy powiązać elementy modelu panelowo-bryłowego z wybranymi węzłami dyskretnego modelu struktury. Tym samym ruch elementów aerodynamicznych zostaje uzależniony od niezależnych stopni swobody punktów strukturalnych. W procesie wyznaczania docelowej uogólnionej macierzy aerodynamicznej potrzebnej do numerycznego rozwiązania równania flatteru konieczne jest dokonanie dwóch transformacji. Pierwsza z nich polega na interpolacji ruchu węzłów aerodynamicznych w oparciu o przemieszczenia węzłów strukturalnych z zastosowaniem odpowiedniej funkcji interpolacyjnej:

$$\mathbf{u}_k = \mathbf{G}_{kg}\mathbf{u}_g \tag{7.6}$$

Macierz przekształcenia $\mathbf{G}_{kg}$ zawiera funkcje interpolacyjne aproksymujące ruch zgodny z dynamicznymi przemieszczeniami struktury dyskretnej. Drugie przekształcenie to modalna redukcja macierzy współczynników aerodynamicznych. Uogólniona macierz aerodynamiczna wykorzystywana w rozwiązywanym równaniu flatteru wyliczana jest według formuły:

$$\mathbf{Q}_{ii} = \mathbf{\Phi}_{ai}^{\mathrm{T}} \mathbf{G}_{ka}^{\mathrm{T}} \mathbf{W}_{kk} \mathbf{Q}_{kk} \mathbf{G}_{ka} \mathbf{\Phi}_{ai} \tag{7.7}$$

gdzie: $\mathbf{Q}_{kk}$ – macierz współczynników sił aerodynamicznych wyznaczonych po scałkowaniu współczynników ciśnieniowych z równania (7.5), $\mathbf{\Phi}_{ai}$ – macierz wektorów modalnych i-tej postaci

własnej, gdy liczba wszystkich uwzględnianych postaci jest a, $\mathbf{W}_{kk}$ – macierz doświadczalnych współczynników korekcyjnych do ewentualnego dostrojenia współczynników macierzy $\mathbf{Q}_{ii}$.

Obliczenia programowe procesorem MD Nastran polegają na numerycznym rozwiązaniu równania flatteru sprowadzonego do zespolonego zagadnienia własnego postaci:

$$\Big[\mathbf{M}_{hh}p^2 + \Big(\mathbf{B}_{hh} - \frac{1}{4}\frac{\rho b V}{k}\mathbf{Q}^I_{hh}\Big)p + \Big(\mathbf{K}_{hh} - \frac{1}{2}\rho V^2\mathbf{Q}^R_{hh}\Big)\Big]\mathbf{u}_h = \mathbf{0} \tag{7.8}$$

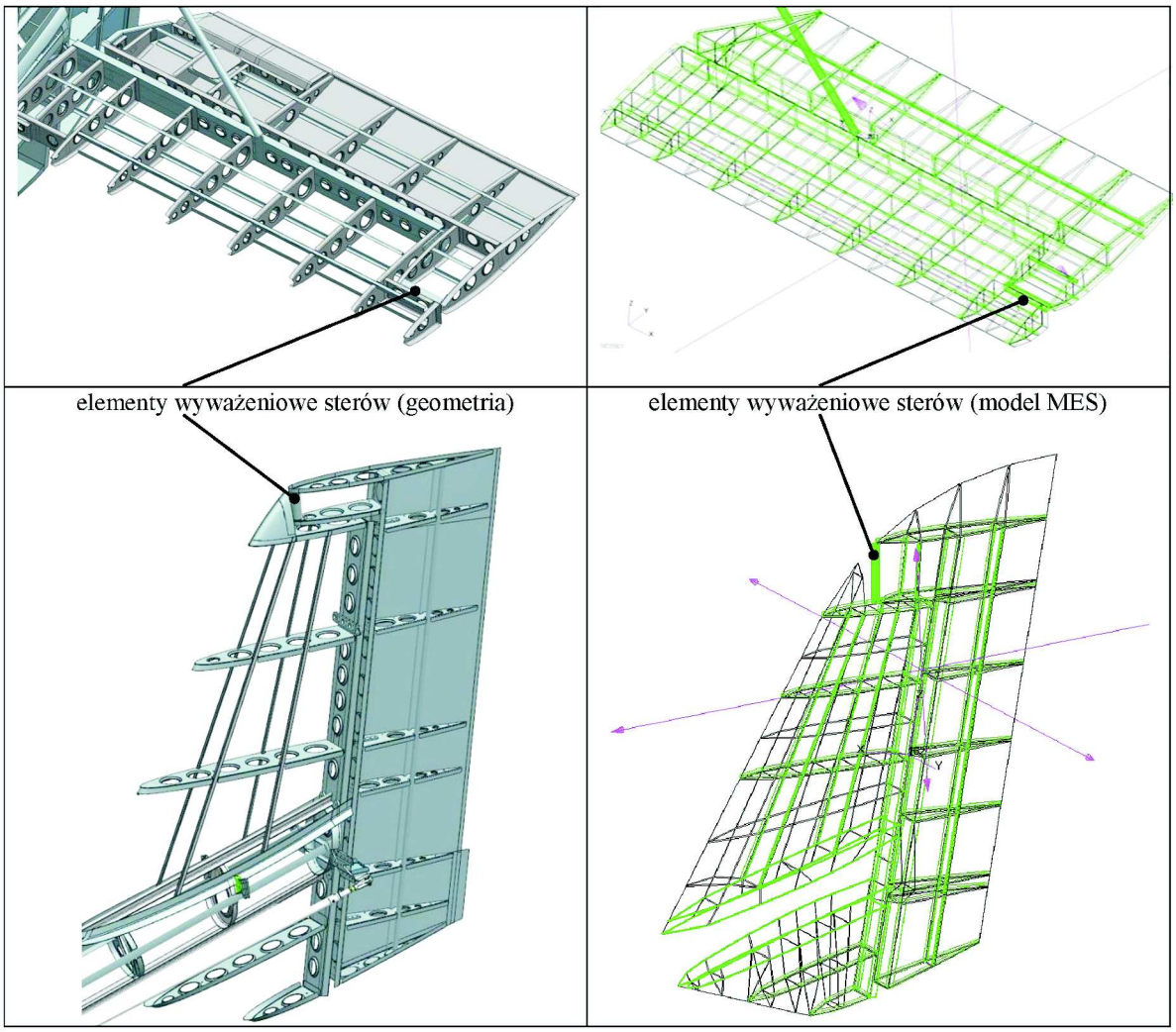
gdzie: $\mathbf{M}_{hh}$, $\mathbf{B}_{hh}$, $\mathbf{K}_{hh}$ – modalne macierze bezwładności, tłumienia i sztywności, $\mathbf{Q}^I_{hh}$, $\mathbf{Q}^R_{hh}$ – macierze tłumienia i sztywności aerodynamicznej (urojona i rzeczywista), $p = \omega(g \pm i)$ – zespolona wartość własna (ω – częstość, g – współczynnik tłumienia), $\mathbf{u}_h$ – wektor amplitud modalnych.

Algorytm programowy rozwiązuje równanie (7.8) dla zadanych parametrów ρ, V, Ma, k (gęstość, prędkość, liczba Macha, częstość zredukowana) w trybie iteracyjnym. Z kolejno otrzymywanych wartości zespolonych p wyliczane są parametry: g, V, $f = \omega/(2\pi)$ (tłumienie, prędkość, częstotliwość), których wzajemne powiązania przedstawia się następnie w formie charakterystyk flatterowych $g(V)$ oraz $f(V)$. Punkt przecięcia charakterystycznej krzywej z osią poziomą odpowiadającą zerowemu tłumieniu jest poszukiwanym punktem krytycznym (zwykle zakłada się poziom tłumienia na poziomie co najmniej $g = 0.01$).

Wykonano serię obliczeń flatteru dla gęstości ośrodka na poziomie morza ($H = 0$) w zakresie realnie możliwych prędkości eksploatacyjnych samolotu (55-320 km/h). W analizach dynamicznych przeprowadzonych dla struktury dyskretnej z uwzględnionymi modelami sterowania zastosowano zastępcze podatne elementy podporowe o sztywnościach w zakresie $k_r, k_n \in \langle 0, 1500\rangle$ kN/m. Przyjęto, że częstotliwości postaci wychylania sterów wyznaczone z uwzględnieniem dodatkowych sztywności k_r i k_n są częstotliwościami potencjalnie możliwymi. Tak więc najniższe możliwe częstotliwości sterowe odpowiadają sztywnościom bardzo niskim (bardzo słabe oddziaływanie pilota na manipulatory), natomiast częstotliwości potencjalnie najwyższe z możliwych odpowiadają sztywnościom bardzo dużym (oddziaływania pilota na manipulatory z maksymalnym wysiłkiem). W konsekwencji otrzymane częstotliwości wychylania sterów mieściły się w zakresie od kilku do kilkunastu Hz, co jest potwierdzeniem podobnych wartości opublikowanych w [4]. Zastosowane modele aerosprężyste objęły komponent strukturalny o masie modelowej odpowiadającej rzeczywistej masie maksymalnej m_{MTOW}. Równanie flatteru rozwiązano dla kilku najbardziej charakterystycznych przypadków modelowych zróżnicowanych ze względu na sztywności podparcia sterownic oraz masowe wyważenie sterów. Modele dyskretne powierzchni wychylnych były w trakcie obliczeń modyfikowane poprzez dodanie wzdłuż ich krawędzi natarcia dodatkowych elementów prętowych umożliwiających przesuwanie środka ciężkości steru względem osi zawiasów. Docelowo zastosowano modele masowo wyważone, tzn. skonfigurowane w sposób zapewniający lokalizację środka ciężkości na osi zawiasów lub nieznacznie przed nią (rys. 23).

Charakterystyki analizowanych trzech przypadków modelowych zamieszczono w poniższych punktach.

1. Model dyskretny odpowiadający masie maksymalnej, lotki masowo wyważone, stery ogonowe niewyważone, niskie sztywności wysiłkowe w układach sterowania i odpowiednio niskie częstotliwości postaci sterowych ($f_{sH} = 7{,}49$ Hz, $f_{sV} = 5{,}93$ Hz).
2. Model dyskretny odpowiadający masie maksymalnej, lotki i stery masowo wyważone, niskie sztywności wysiłkowe w układach sterowania i odpowiednio niskie częstotliwości postaci sterowych ($f_{sH} = 5{,}79$ Hz, $f_{sV} = 4{,}57$ Hz).
3. Model dyskretny odpowiadający masie maksymalnej, lotki i stery masowo wyważone, podwyższone sztywności wysiłkowe w układach sterowania i odpowiednio wyższe częstotliwości postaci sterowych ($f_{sH} = 6{,}66$ Hz, $f_{sV} = 6{,}22$ Hz)



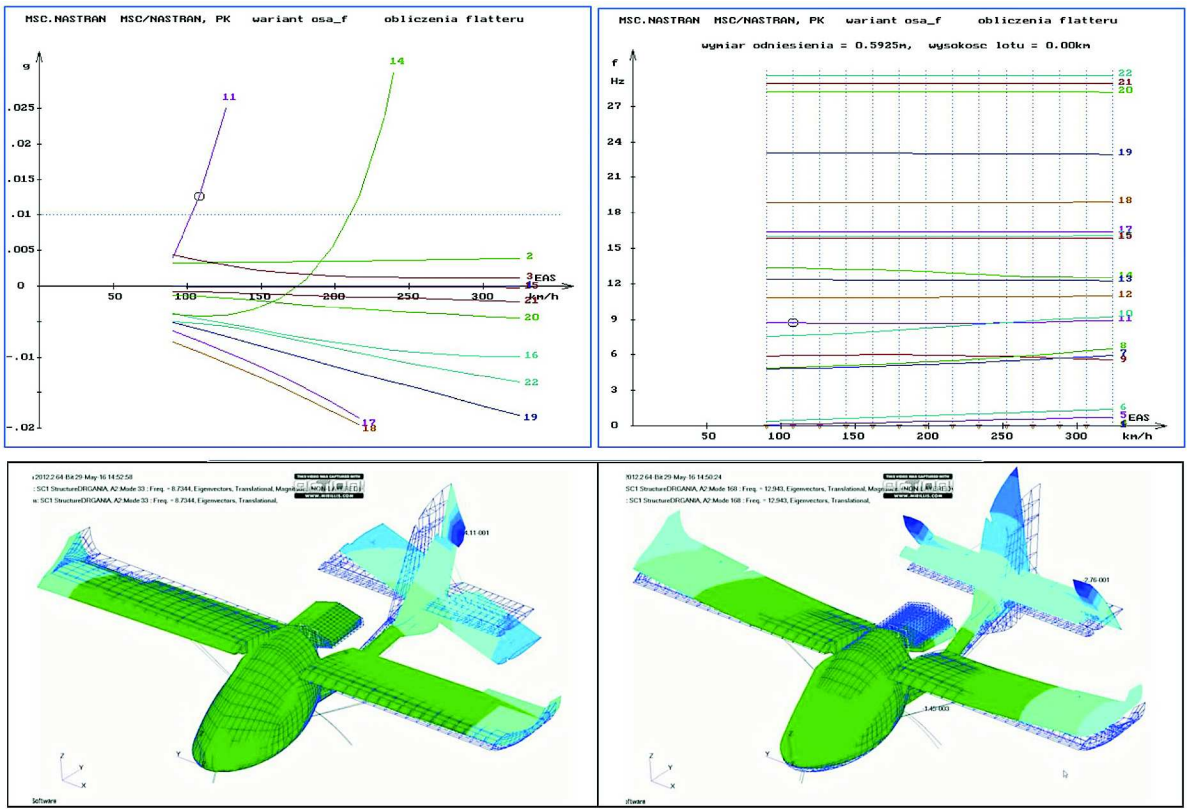
Rys. 23. Modele usterzenia poziomego i pionowego ze sterami (wysokości i kierunku) wyważonymi masowo poprzez dodanie stalowych elementów rurowych – geometria bryłowa ze środowiska CAD oraz struktura dyskretna opracowana w preprocesorze MSC Patran; punkty przecięcia głównych osi bezwładności obu sterów wskazują lokalizację środków mas nieznacznie przed osiami zawiasów

Krzywe flatterowe opracowane dla opisanych przypadków po sortowaniu wyników z Nastrana programem postprocesorowym sowy.exe [4] pokazano na rysunkach 24-26.

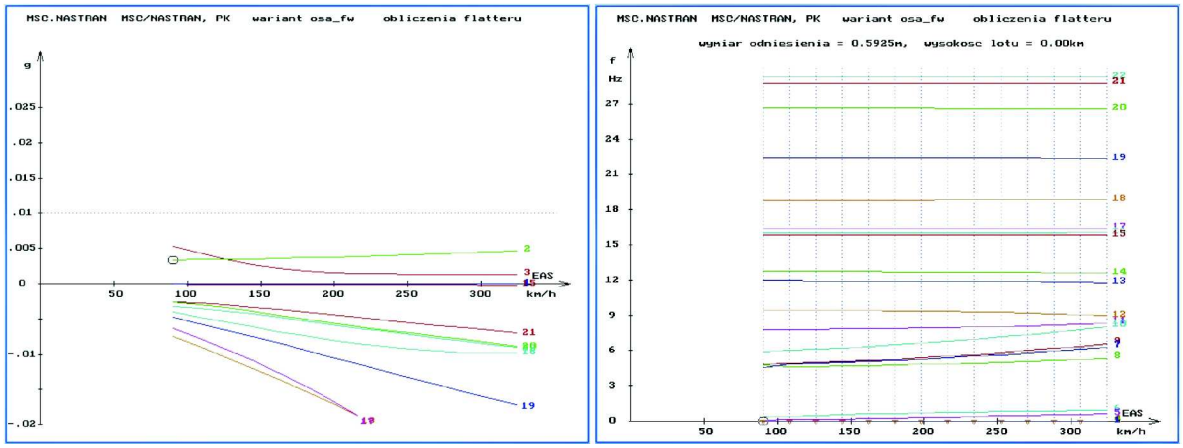
8. Wnioski

W pracy przedstawiono metodykę rozwinięcia i aplikacji dyskretnego modelu samolotu do numerycznych analiz aerosprężystych realizowanych oprogramowaniem MSC.Software. Realizacja tematu objęła etap preprocesorowy (przygotowanie modelu) oraz etapy obliczeniowe związane z rozwiązaniami zadania statycznego (Nastran SOL 101), zagadnienia własnego (Nastran SOL 103) oraz zagadnienia własnego zespolonego (Nastran SOL 145) [8]-[11].

Opracowano kompletny model dyskretny samolotu OSA przydatny do obliczeń statycznych i dynamicznych MES. Przeprowadzono kilkuetapową walidację modelu. Dokonano sprawdzenia jego własności masowych pod kątem zgodności mas komponentowych i poprawności położenia środka ciężkości oraz własności sztywnościowych – w kontekście odkształcalności globalnej i lokalnej (symulacja obciążenia całej struktury oraz modelowy test próby sztywnościowej skrzy-

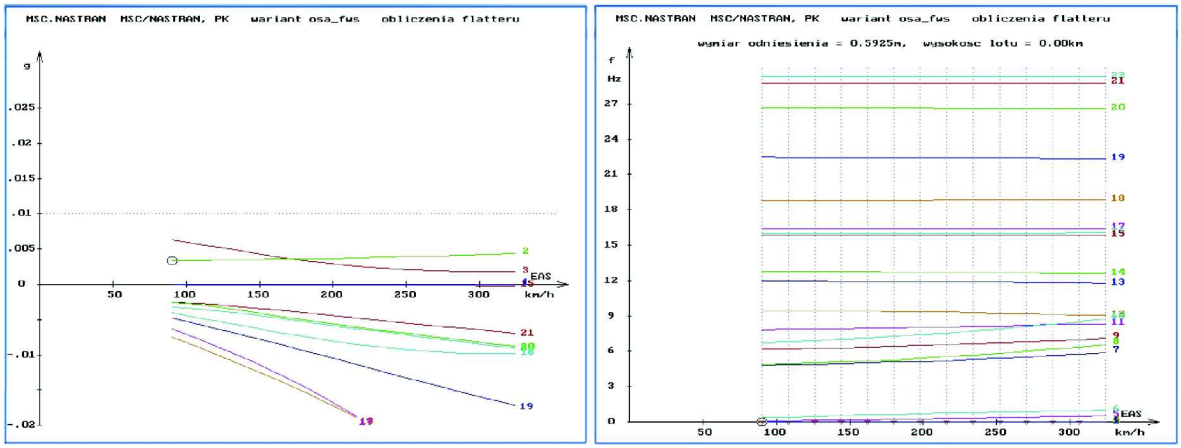


Rys. 24. Krzywe flatterowe tłumienia $g(V)$ i częstotliwości $f(V)$ obrazujące wyniki otrzymane dla przypadku obliczeniowego nr 1 oraz wizualizacje postaci drgań flatterowych opracowane w MSC Patran-Flightloads – flatter z udziałem zginania kadłuba i wychylania sterów ogonowych (postać odpowiadająca krzywej 11 to drgania antysymetryczne, postać z krzywej 14 to drgania symetryczne); szczególnie niska prędkość krytyczna wystąpienia drgań antysymetrycznych $V_{kr} = 100\,\mathrm{km/h}$ to efekt niewyważenia masowego obu sterów

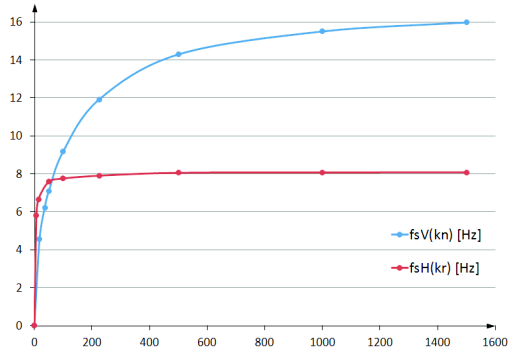


Rys. 25. Krzywe flatterowe $g(V)$ oraz $f(V)$ obrazujące wyniki otrzymane dla przypadku obliczeniowego nr 2 – wszystkie postacie oscylacji tłumione w całym zakresie prędkości eksploatacyjnych (krzywe tłumienia poniżej linii referencyjnej $g = 0.01$)

dła). Dobrano parametry struktury izolowanego skrzydła, dopasowując jego modelowe postacie własne do postaci rezonansowych wyznaczonych w teście wibracyjnym. Obliczono następnie podstawowe postacie drgań własnych całej konstrukcji w zakresie od 0 do 30 Hz. Przy braku wyników prób rezonansowych nie można potwierdzić ostatecznej wiarygodności wyznaczonych



Rys. 26. Krzywe flatterowe $g(V)$ oraz $f(V)$ obrazujące wyniki otrzymane dla przypadku obliczeniowego nr 3 – podobnie jak w przypadku poprzednim wszystkie postacie flatteru tłumione w całym zakresie prędkości eksploatacyjnych (krzywe tłumienia poniżej linii $g = 0.01$)



Rys. 27. Parametryzacja częstotliwości dwóch niezależnych postaci drgań sterowych w funkcji sztywności podparcia sterownic: $f_{sV}(k_n)$ – charakterystyka zmiany częstotliwości wychylania steru kierunku w funkcji sztywności podparcia pedałów, $f_{sH}(k_r)$ – charakterystyka zmiany częstotliwości wychylania steru wysokości w funkcji sztywności podparcia drążka

postaci numerycznych, niemniej jednak zgodność mas i sztywności modelowych z analogicznymi wielkościami rzeczywistymi została udokumentowana obliczeniami sprawdzającymi.

Model dynamiczny samolotu powinien umożliwić wyznaczenie nie tylko drgań strukturalnych (postacie giętne, skrętne, giętno-skrętne), ale także postaci związanych z wychylaniem elementów ruchomych (klap, lotek, sterów, itp.). Częstotliwości oscylacji wychylnych sterów i lotek zależą zasadniczo od ich parametrów masowych, jak również od mas i sztywności elementów układu sterowania. W związku z koniecznością uwzględnienia postaci sterowych w obliczeniach flatteru opracowano modele kinematyczne mechanizmów sterowania sterami ogonowymi, co umożliwiło wyznaczenie postaci i częstości poszukiwanych oscylacji wychylnych. Niestety brak znajomości rzeczywistych sztywności tychże układów (nie przeprowadzono jak dotąd prób sztywnościowych) zmusza niejako do przeprowadzenia analizy parametrycznej poszukiwanych postaci własnych. Parametryzując elementy podatne układu o największej niepewności sztywności (sztywności wysiłkowe k_r i k_n), przeprowadzono serie obliczeń drgań własnych, uzyskując odpowiednie charakterystyki zależnościowe (rys. 27). Przebiegi obu zależności wskazują na tendencję do ustalania się maksymalnie możliwych częstotliwości postaci wychylnych (odpowiednio na poziomie 8 i 16 Hz) bez względu na przyrosty sztywności podporowych w zakresie powyżej 500 kN/m.

Obliczenia przeprowadzone dla trzech opisanych przypadków modelowych dają dość oczywiste wyobrażenie o możliwości zaistnienie niestateczności dynamicznej typu flatter. W sytuacji niewyważenia sterów ogonowych rozbieżne oscylacje samowzbudne usterzenia pojawiają się już

przy bardzo niskich prędkościach (około 100 km/h – rys. 24). Natomiast masowe doważenie obu sterów (lotki wyważone były we wszystkich wariantach) zapewnia swobodę od flatteru w całym zakresie możliwych prędkości operacyjnych, przy czym wzrost sztywności mechanizmów sterowych tego bezpieczeństwa nie zaburza (rys. 25 i 26).

Oprócz absolutnej konieczności przeprowadzenia badań rezonansowych rzeczywistego samolotu zasadne byłoby też uszczegółowienie obliczeń flatteru w trybie podjęcia następujących kroków:

a) obliczenia z uwzględnieniem większej liczby postaci własnych (zwiększenie zakresu częstotliwości własnych do 40 Hz),
b) przygotowanie i integracja ze strukturą brakującego modelu dynamicznego układu sterowania lotkami,
c) parametryzacja obliczeń w aspekcie różnych konfiguracji masowych układów sterowania (różne warianty wyważenia sterów, zbadanie efektu masy przyłączonej do końcówek sterownic),
d) uzupełnienie struktury modelowej o modele wychylnych klapek wyważających stery (ster kierunku i ster wysokości mają być wyposażone w trymery).
e) wykonanie obliczeń dla różnych wysokości lotu, czyli parametryzacja prędkości flatteru ze względu na gęstość ośrodka – $V_{kr}(\rho)$.

Zaprezentowany materiał jest kontynuacją tematyczną badań realizowanych w projekcie badawczym rozwojowym pt. *Opracowanie projektu i budowa demonstratora technologii ultralekkiego samolotu jako elementu sieciocentrycznego systemu wsparcia rozpoznania i dowodzenia*. Pracę finansowano z funduszów Narodowego Centrum Badań i Rozwoju w latach 2010-2014. Program badań rozwojowo-wdrożeniowych samolotu OSA jest aktualnie kontynuowany w ramach projektu PBS3/B6/35/2015 *Zwiększenie użyteczności lekkiego samolotu o innowacyjnym układzie aerodynamicznym typowym dla samolotów klasy STOL* dofinansowanego w ramach Programu Badań Stosowanych NCBiR.

Bibliografia

1. Albano E., Rodden W.P., 1969, A doublet-lattice method for calculating lift distributions on oscilating surfaces in subsonic flows, *AIAA Journal*, **7**, 2
2. Bisplinghoff R.L., Ashley H., Halfman R.L., 1955, *Aeroelasticity*, Addison-Wesley Publishing Company, Inc.
3. *Certification Specifications for Very Light Aeroplanes – CS-VLA*, European Aviation Safety Agency, Amendment 1, 5 March 2009
4. Chajec W.C., *Aeroelastic analysis in „PZL-Mielec" using MSC/Nastran*, www.mscsoft-ware.com/support/library/conf/auc99/p02199.pdf, z dn. 12.10.2004
5. Danilecki S., 2004, *Konstruowanie samolotów. Wyznaczanie obciążeń*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Wrocławskiej, Wrocław
6. Hodges D.H., Pierce G.A., 2002, *Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity*, Cambridge University Press
7. Kaliski S. i inni, 1966, *Drgania i fale w ciałach stałych*, PWN Warszawa
8. *MD Nastran R3 Quick Reference Guide*, MSC Software Corporation 2008
9. *MSC.FlightLoads – MSC FlightLoads and Dynamics User's Guide*, MSC Software Corporation, Los Angeles, CA 2004
10. Rodden W.P., Harder R.L., Bellinger E.D., 1979, *Aeroelastic Addition to Nastran*, The MacNeal-Schwendler Corporation, Los Angeles, CA

11. Rodden W.P., Johnson E.H., 2001, *MSC.NASTRAN v68 Aeroelastic Analysis. User's Guide*, Vol. 1, 2, The MacNeal-Schwendler Corporation, Los Angeles, CA
12. Zienkiewicz O.C., Taylor R.L., 2000, *The Finite Element Method. Volume 1: The Basis*, 5th Edit., Butterworth-Heinemann
13. Buśkiewicz J., *Podstawy konstrukcji w protetyce – cykl wykładów*, http://etacar.put.poznan.pl/jacek.buskiewicz/dydaktyka/PKwP
14. John A., Duda M., Kokot G., 2012, Wpływ kształtu endoprotezy na stan wytężenia i odkształcenia kości udowej, *Modelowanie Inżynierskie*, Gliwice, s. 117-124, ISSN 1896-771X
15. Mazurkiewicz A., Topoliński T., 2007, Ocena zmian wartości modułu Younga kości gąbczastej w obliczeniach MES w funkcji uproszczeń jej modelowania, *Acta Mechanica et Automatica*, **1**, 2
16. *Symbone – catalogue*, http://www.synbone.ch/wEnglish/catalogue/index.php?navanchor=1010077
17. *Promedicus – implantologia ortopedyczna*, http://www.promedicus.com.pl/implantologia-ortopedyczna/kosci-ramieniowe-przedramienia-i-dloni-pl.html

Parametric vibration analysis of a lightweight patrol aircraft based on structural finite element model

The main goal of this study is to estimate the critical flutter velocities of the lightweight aircraft OSA by performing numerical analysis with application of MSC Software (Patran, MD Nastran). Flutter calculations processed by Nastran require preparation of aeroelastic model containing two independent componential sub-models. The mass-stiffness is used to solve the eigenvalue problem after using available software FEM procedures. On the other hand, to determine the aerodynamic coefficient matrix some simplified body-panel model is needed to imitate the lifting surface of the aircraft. Pressure coefficients have been calculated by assumptions of the theory of the Doublet Lattice Method. The matrix flutter equation is solved in Nastran by PK-method using mass matrix and complex aerodynamic-stiffness and aerodynamic-damping matrices. A structural model has been developed in Patran preprocessor mainly with application of beam or shell elements commonly used in the mapping of thin-walled structures. After the prior verification of mass and stiffness properties the model has been used for vibration analysis. The first several normal modes and frequencies were determined in the range of 0-30 Hz. Then some critical velocities of wing or tail flutter were calculated for a specific altitude ($H = 0$) and assuming that the possible operating speeds were within the range of 80-320 km/h. In the case of uncertainty, as to the compatibility of numerical normal modes, some parametric calculations of flutter are recommended. Frequencies of natural vibrations depend on certain structural parameters which are generally difficult to identify. Adopting values of these parameters from the range of the possible minimum and assumed maximum, it is possible to assign some range of theoretically possible frequencies to a specific vibration mode. This approach has been applied to determine the frequencies of normal modes of rudder or elevator flapping. The frequencies are dependent on the mass moment of inertia and the stiffness of controls. In the tail flutter calculations, the flapping frequencies were dependent on the stiffness of the supporting end elements of the dynamic control model (imitation of the pilot's hand or leg stiffness). The critical flutter speed was determined for different values of that artificial stiffness.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVII 2016

POMIARY DRGAŃ LOTNICZYCH KONSTRUKCJI KOMPOZYTOWYCH W INSTYTUCIE TECHNIKI LOTNICZEJ WAT

Aleksander Olejnik, Robert Rogólski, Michał Szcześniak
Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki i Lotnictwa, Warszawa
e-mail: aleksander.olejnik@wat.edu.pl; robert.rogolski@wat.edu.pl; michal.szczesniak@wat.edu.pl

Opracowanie przybliża metodykę identyfikacji drgań rezonansowych kompozytowych struktur płatowcowych rozwijaną w Instytucie Techniki Lotniczej WAT. Cykl projektowania, testów i badań kwalifikacyjnych wymaga stosowania bardziej wyrafinowanych lub zupełnie nowych metod postępowania w porównaniu do tych, które są wykorzystywane w odniesieniu do konstrukcji metalowych. Aby zminimalizować ryzyko wystąpienia niekorzystnych zjawisk dynamicznych, przeprowadza się naziemne testy wibracyjne (*Ground Vibration Testing*), w czasie których określa się krytyczne (niebezpieczne) częstotliwości i postacie drgań. Do pomiarów została wykorzystana nowoczesna aparatura LMS. Wykorzystując wskazaną aparaturę w odniesieniu do rzeczywistej konstrukcji płatowcowej, właściwie przygotowanej pod względem rozkładu masy, sztywności wychylania sterów i stosownego podparcia, można wyznaczyć kluczowe charakterystyki drganiowe odpowiadające punktom rezonansowym. W niniejszym artykule zamieszczono wyniki pomiarów rezonansowych dwóch kompozytowych konstrukcji lotniczych. W ostatnim rozdziale zostały zamieszczone spostrzeżenia i wnioski dotyczące przeprowadzonych testów.

1. Kontekst badań

Samoloty kompozytowe to szczególny typ konstrukcji lotniczych. Względna lekkość, niemal nieograniczone możliwości dostosowania kształtu i nieustanny rozwój technologiczny kompozytów to efekty zalety sprzyjające ich upowszechnianiu. Na przestrzeni ostatnich kilkunastu lat powstało wiele konstrukcji lotniczych, w których kompozyty stanowią zasadniczy udział masowy. Do rozwiązania pojawia się zatem problem, czy konstrukcję zbudowaną z materiałów warstwowych, wykazujących anizotropię i posiadających właściwości silnie zależne od procesu wytwarzania można badać metodami dotychczas skutecznymi w badaniach konstrukcji metalowych. Wraz ze wzrostem prędkości lotu należy brać pod uwagę coraz więcej czynników oddziałujących na płatowiec. Szczególnie niebezpieczne stają się wówczas zjawiska aerosprężyste, takie jak rewers lotek, dywergencja skrętna, flatter czy buffeting. Wraz z podjęciem realizacji prac badawczo-rozwojowych poświęconych nowoprojektowanym samolotom Instytut Techniki Lotniczej WAT uruchomił program testów stoiskowych dedykowanych badanym konstrukcjom. Celem artykułu jest zaprezentowanie metodyki wykonywania tego typu testów dla konstrukcji kompozytowych na przykładzie załogowego i bezzałogowego statku powietrznego. Obiektem bezzałogowym jest odrzutowy cel powietrzny OCP JET 2014, natomiast obiekt załogowy to lekki samolot Flaris LAR 1 wersja 4. Oba typy wyposażone są w napęd odrzutowy. OCP posiada prędkość przelotową rzędu 450 km/h, natomiast prędkość przelotowa samolotu Flaris to około 700 km/h. Oba obiekty poddano testom drganiowym realizowanym w oparciu o ustaloną metodykę stosowaną w badaniach rezonansowych. OCP JET 2014 został przebadany w konfiguracji odpowiadającej maksymalnej masie startowej (konstrukcja z masami zastępczymi imitującymi elementy wyposażenia). W przypadku samolotu Flaris LAR 1 przebadano niemalowaną strukturę bez silnika oraz agregatów. Badania przeprowadzono w Laboratorium Badań Wytrzymałości Konstrukcji

Lotniczych ITL WAT. Oba obiekty zostały podwieszone na elastycznych linach gumowych w celu zapewnienia podatności konstrukcji w warunkach zbliżonych do stanu podczas lotu.

Niniejsze opracowanie prezentuje tok procesu pomiarowego, uzyskane wyniki oraz obserwacje i wnioski opracowane w kontekście uzyskanych rezultatów. Pomiary wykonane zostały zgodnie ze stosowaną w Instytucie Lotnictwa procedurą badawczą JPB.04/W31. Zaprezentowane badania zostały wykonane w ramach następujących projektów badawczo-rozwojowych:

1) Odrzutowe cele powietrzne z programowalną trasą lotu (2012-2016)
2) Nowoczesny środek transportu osobistego FLARIS LAR 1 (2013-2015)
3) Zwiększenie użyteczności lekkiego samolotu o innowacyjnym układzie aerodynamicznym typowym dla samolotów klasy STOL (od 2015).

Prace finansowane były z funduszów Narodowego Centrum Badań i Rozwoju.

2. Podstawy teoretyczne pomiarów drgań konstrukcji

Próba rezonansowa jest doświadczalną metodą wyznaczania wartości charakterystycznych parametrów opisujących naturalne własności wibracyjne konstrukcji. Technika badań polega na kontrolowanym wzbudzaniu harmonicznym drgań badanego obiektu oraz na pomiarze i analizie sygnałów odpowiedzi zidentyfikowanych przez punktowo rozmieszczone sensory. Matematyczny model drgań badanego obiektu jest przyjęty z góry. Zakładając, że drgania charakteryzują się małymi amplitudami i występują w zakresie liniowym, można opisać obiekt następującym układem równań różniczkowych:

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{C}\dot{\mathbf{q}} + \mathbf{K}\mathbf{q} = \mathbf{Q} \tag{2.1}$$

gdzie $\mathbf{M}$, $\mathbf{C}$, $\mathbf{K}$ są macierzami odpowiednio bezwładności, tłumienia i sztywności, $\mathbf{q}$ jest wektorem przemieszczeń, $\mathbf{Q}$ to wektor wymuszenia zewnętrznego. Badania realizuje się celem wyznaczenia charakterystycznych parametrów jednoznacznie opisujących drgania rezonansowe jako postacie modalnego modelu konstrukcji. W toku pomiarów określone zostają następujące charakterystyki i wielkości:

- dostosowany rozkład harmonicznej siły wymuszającej odpowiadający dostrajanej postaci,
- amplitudowo-częstotliwościowe widma odpowiedzi czujników,
- macierz widmowych funkcji przejścia (*Frequency Response Functions*),
- postacie i częstotliwości drgań rezonansowych – wyznaczane wg ustalonego kryterium dostrajania,
- współczynniki charakteryzujące własności struktury w danej postaci rezonansowej przyjmowane są jako uogólnione współczynniki masy, sztywności i tłumienia.

Ostatni aspekt odnosi się do izolowanego rezonansu jako drgań modelowego układu o jednym stopniu swobody. Pojedynczym stopniom swobody, względem których zachodzą kolejne drgania, przypisane są tzw. współrzędne główne q. Zatem każdy stan rezonansowy konstrukcji może być opisany równaniem z układu (2.1), które w odniesieniu do n-tej postaci charakterystycznej ma formę:

$$\mu_n\ddot{q} + \beta_n\dot{q} + \chi_n q = Q_n \tag{2.2}$$

z następującymi współczynnikami uogólnionymi:

μ_n – współczynnik masy uogólnionej n-tej postaci,
β_n – współczynnik tłumienia uogólnionego n-tej postaci,
χ_n – współczynnik sztywności uogólnionej n-tej postaci,
Q_n – główna siła wymuszająca.

Jako miarę tłumienia w danej postaci przyjmuje się zwykle współczynnik bezwymiarowy:

$$\alpha_n = \frac{\beta_n}{2\mu_n\omega_{rn}} \tag{2.3}$$

gdzie ω_{rn} jest częstością rezonansową n-tego drgania. Wyznaczona częstość rezonansowa jednoznacznie ustala stosunek sztywności i masy uogólnionej zgodnie z formułą:

$$\omega_{rn} = \sqrt{\frac{\chi_n}{\mu_n}} \tag{2.4}$$

Z kolei po podstawieniu do równania (2.2) rozwiązania szczególnego otrzymuje się zapis w dziedzinie częstości z amplitudą przemieszczenia i siłą wymuszającą odpowiednio a i Q_{0n}:

$$(-\mu_n\omega_n^2 + \beta_n\omega_n + \chi_n)a = Q_{0n} \tag{2.5}$$

Przy częstości rezonansowej $\omega_n = \omega_{rn}$ równanie (2.5) przyjmuje uproszczoną postać:

$$\beta_n\omega_{rn}a = Q_{0n} \tag{2.6}$$

Wyznaczenie wszystkich trzech współczynników uogólnionych wymaga dodatkowo analizy odpowiedzi układu w zakresie okołorezonansowym. Możliwe jest wówczas ustalenie dodatkowego równania; dodatkowa zależność łącznie z równaniami (2.4) i (2.6) utworzą układ trzech równań z trzema niewiadomymi: masą, sztywnością i tłumieniem uogólnionym. Doświadczalne wyznaczenie przynajmniej jednego ze współczynników μ_n, β_n, χ_n gwarantuje zatem wyliczenie pozostałych dwóch.

W opisanych badaniach samolotów wyznaczano współczynnik tłumienia uogólnionego w postaci bezwymiarowej metodą odległości ekstremów amplitudy sygnału przesuniętego w fazie o $\pi/2$. Składowa a_{90} ma charakterystyczny przebieg w paśmie przyrezonansowym (rys. 10) z dwiema wartościami ekstremalnymi. Jej przebieg opisuje zależność wynikająca z rozwiązania równania:

$$a_{90} = Q_{0n}\frac{\chi_n - \mu_n\omega_n^2}{\chi_n^2 + \mu_n^2\omega_n^4 - 2\chi_n\mu_n\omega_n^2 + \beta_n^2\omega_n^2} \tag{2.7}$$

Wartości ekstremalne składowej a_{90} wystąpią, jeśli spełniony zostanie warunek:

$$\frac{da_{90}}{d\omega_n} = 0 \;\Leftrightarrow\; \mu_n^3\omega_n^4 - 2\mu_n^2\omega_n^2\chi_n + \chi_n^2\mu_n - \beta_n^2\chi_n = 0 \tag{2.8}$$

Po podstawieniu $\chi_n = \mu_m\omega_{rn}^2$ oraz $\beta_n = 2\alpha_n\mu_{rn}$ równanie (2.8) przyjmuje postać:

$$\Big(\frac{\omega_n}{\omega_{rn}}\Big)^4 - 2\Big(\frac{\omega_n}{\omega_{rn}}\Big)^2 + 1 - 4\alpha_n^2 = 0 \tag{2.9}$$

z rozwiązaniami:

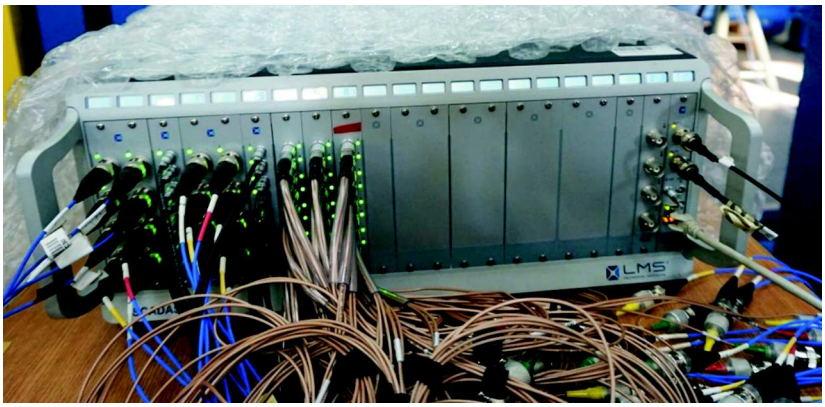
$$\frac{(\omega_n)_{\min,\max}}{\omega_{rn}} = \sqrt{1 \pm 2\alpha_n} \tag{2.10}$$

Ostatecznie bezwymiarowy współczynnik tłumienia n-tej postaci rezonansowej ma postać:

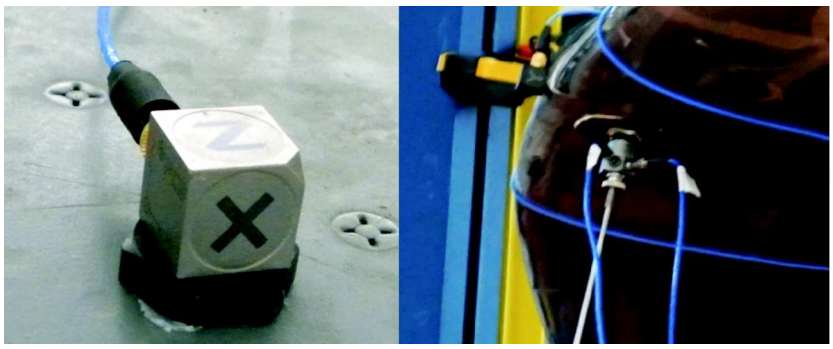
$$\alpha_n = \frac{\omega_{n\,\max}^2 - \omega_{n\,\min}^2}{2(\omega_{n\,\max}^2 + \omega_{n\,\min}^2)} \tag{2.11}$$

3. Aparatura pomiarowa i badane obiekty

Do wymuszania zostały wykorzystane dwa wzbudniki firmy The Modal Shop 2100E11 o możliwości generowania siły o maksymalnej amplitudzie do 440 N każdy w zakresie od 2 do 3000 Hz. W torze sygnału każdego wzbudnika znajduje się wzmacniacz mocy QSC RMX 2450. Głównym elementem układu jest wielokanałowy analizator LMS SCADAS Lab. Jest to urządzenie modułowe przeznaczone do generacji sygnału wzbudzania oraz do akwizycji i kondycjonowania sygnałów odpowiedzi. Użyta aparatura miała możliwość podłączenia stu czterech kanałów pomiarowych oraz sześciu kanałów wyjściowych. Sterowanie oraz obserwacja wyników odbywa się na komputerze przenośnym z zainstalowanym programem LMS Test.Lab v 14. Siła z wzbudników przenoszona jest na strukturę za pomocą metalowych stingerów, na których końcówce na gwincie znajdują się głowice impedancyjne. W przypadku samolotu OCP głowice przymocowane były za pomocą wosku lub taśmy dwustronnej, natomiast w OCP za pomocą okrągłej cienkiej blaszki z jednej strony posiadającej gwint, natomiast z drugiej taśmę klejącą. Blaszkę można adaptować przez wygięcie do krzywizny powierzchni.



Rys. 1. Analizator LMS SCADAS Lab z podpiętymi wszystkimi czujnikami



Rys. 2. Akcelerometr PCB T356A15 z podstawką (lewa strona), głowica impedancyjna PCB 288D01 połączona ze strukturą za pomocą blaszki metalowej (prawa strona)

Pierwszym badanym obiektem był *odrzutowy cel powietrzny* – w oznaczeniu roboczym OCP JET 2014. Jest to lekki samolot bezzałogowy o maksymalnej masie startowej 84 kg z przeznaczeniem do zastosowania jako imitator celu dla naziemnych przeciwlotniczych zestawów rakietowych. Statek powietrzny został zbudowany wg przepisów CS-VLA. Płatowiec wykonany jest całkowicie z materiałów kompozytowych, natomiast zespół napędowy stanowią dwa małe turbinowe silniki odrzutowe JetCAT 140 RX o łącznym ciągu 320 N.

Drugim obiektem badań była struktura płatowcowa samolotu FLARIS LAR 1 (obiekt nielatający) zbudowana z kompozytu węglowego. Płatowiec nie posiadał silnika, wyposażenia, a także

wszelkich agregatów. Powierzchnia struktury niemalowana. Struktura samolotu posiadała zamontowane układy sterowania powierzchniami aerodynamicznymi wraz z połączonym drążkiem i pedałami. Zamontowane było podwozie – otwarte podczas wykonywanych badań.

Rys. 3. Samolot Flaris LAR 1 (źródło: Flaris.pl)

W celu odwzorowania rzeczywistych warunków swobody obiektu (tak jak to ma miejsce w trakcie lotu) pożądane jest ulokowanie samolotu z podwoziem schowanym na podporach podatnych. Najczęściej badany samolot zawiesza się na zespołach gumowych lin. Dla bezpieczeństwa stosuje się często wiązki zaczepne złożone z kilkunastu pętli gumowych mocowanych łącznikami widlastouchowymi we wzmocnionych punktach płatowca (okuciach, wręgach głównych). Uzyskane częstości tzw. postaci sztywnych (dla przemieszczeń translacyjnych i rotacyjnych całej bryły samolotu) rzadko kiedy przekraczają wartość 1 Hz. W praktyce okazuje się, iż różnica częstości rezonansowych dla samolotu z podwoziem wypuszczonym i z podwoziem schowanym jest zazwyczaj bardzo mała. Dlatego przy braku możliwości zapewnienia podatnego podparcia dopuszcza się przeprowadzenie badań rezonansowych na samolocie z podwoziem wypuszczonym. Siła przykładana jest przede wszystkim na końcówkach skrzydeł za pomocą wzbudników.

Samolot Flaris LAR 1 podwieszono w dwóch miejscach za kadłub: w obszarze kabiny (tuż za drzwiami) oraz w okolicach węzłów mocowania silnika. Do zawieszenia wykorzystano sznury gumowe połączone niepodatnymi pasami oplatającymi kadłub. Ze względów bezpieczeństwa pozostawiono wypuszczone podwozie. Pod oponami zostały ustawione podesty złożone z metalowych belek i drewnianych desek. W ten sposób w przypadku zerwaniu gumy samolot opadłby jedynie kilka centymetrów, nie ulegając uszkodzeniu. Przed wykonaniem próby obiekt oraz elementy zastosowane do zawieszenia samolotu zostały zważone. Na rysunku 4 pokazano realizację zawieszenia samolotu do prób. Ponieważ badano jedynie skrzydła, w trakcie prób zastosowano dwa warianty wzbudzenia.

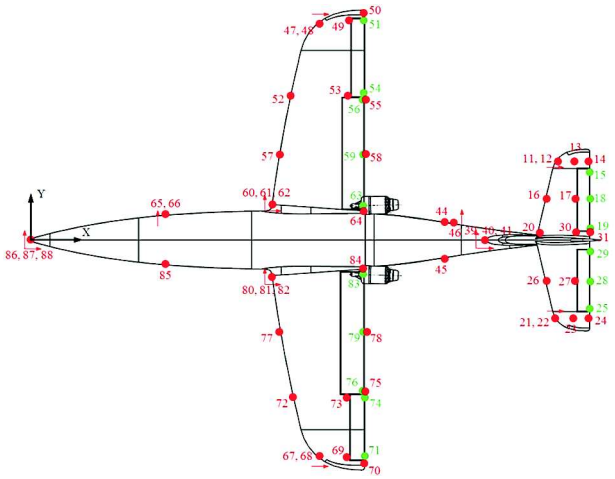
Rys. 4. Konstrukcja samolotu Flaris podwieszona na podatnych zawiesiach na stanowisku badawczym

Bezzałogowy aparat latający OCP Jet podwieszono w dwóch miejscach za kadłub: przed skrzydłami oraz za skrzydłami. Do zawieszenia wykorzystano sznury gumowe. Obiekt zabezpieczono na wypadek osunięcia podstawami serwisowymi umieszczonymi pod skrzydłami. W czasie pomiarów elementy zabezpieczające nie stykały się z konstrukcją samolotu. Samolot został zbadany w konfiguracji wyposażeniowej, odpowiadającej maksymalnej masie startowej. W miejsce zbiornika paliwowego z paliwem, akumulatora, silników, systemu ratunkowego oraz wyposażenia elektronicznego umieszczono masy zastępcze. Przed wykonaniem próby samolot oraz elementy zawieszenia zważono za pomocą układu składającego się z czujnika siły typu CL 14 oraz dynamometru tensometrycznego typu CL 361A. Na rysunku 5 przedstawiono obiekt zawieszony na stanowisku pomiarowym. W trakcie próby zrealizowano trzy warianty wymuszeń.

Rys. 5. Odrzutowy cel powietrzny OCP JET 2014 na stanowisku do prób rezonansowych

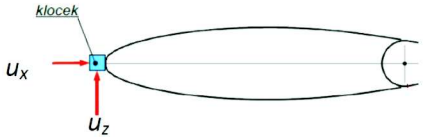
4. Model uproszczonej geometrii obiektu

Czujniki są rozmieszczane na powierzchni płatowca w punktach, w których spodziewane są znaczne przemieszczenie dynamiczne (maksymalne amplitudy drgań). Przede wszystkim na obrzeżach powierzchni strukturalnych (skrzydeł, stateczników), elementów wychylnych (sterów, klap), jak również w wystających punktach charakterystycznych (początek części nosowej, tylny skrajny element kadłuba). W celu jak najbardziej precyzyjnego odczytu i jednoznacznej identyfikacji postaci wskazane jest możliwie maksymalne zagęszczenie czujników. Najbardziej wskazany jest symetryczny ich rozkład zapewniający jednoznaczne określenie rezonansów symetrycznych i antysymetrycznych. W przypadku dysponowania małą liczbą sensorów dopuszczalny jest rozkład asymetryczny – wówczas na jednej stronie samolotu lokuje się znacznie mniej czujników, które spełniają jedynie funkcję kontrolną dla pomiarów wykonywanych czujnikami rozmieszczonymi po przeciwnej stronie. W obu przypadkach został stworzony plan rozmieszczenia punktów pomiarowych określający miejsce zainstalowania akcelerometru na badanym obiekcie. Współrzędne punktów dobrano wg wirtualnego modelu CAD, które następnie zostały wprowadzone do programu LMS Test.Lab v 14. Na ich podstawie za pomocą linii i powierzchni tworzy się uproszczoną geometrię obiektu. Dla obu obiektów początek układu współrzędnych przyjęto w skrajnie przednim punkcie kadłuba. Akcelerometry są przymocowane za pomocą wosku, bezpośrednio do powierzchni samolotów. Zapewnia to trwałe i sztywne mocowanie. Niskoszumowe przewody łączące nie powinny być odkształcone ani obciążone oraz na stałe dolegać do pokrycia (luźne ułożenie może skutkować wzbudzaniem zakłóceń). Dodatkowo pełnią funkcję zabezpieczającą czujnik przed upadkiem w przypadku odczepienia się od badanego elementu. W obu przypadkach przewody elektryczne zostały przyklejane do struktury taśmą izolacyjną, a ich wiązki zwisające z samolotów zostały ustabilizowane dodatkowymi podparciami.



Rys. 6. Plan rozmieszczenia czujników drgań na elementach płatowcowych OCP

W OCP czujniki umożliwiające identyfikację postaci drgań umieszczono na lewej stronie samolotu, na prawej stronie rozlokowano czujniki kontrolne, umożliwiające określenie charakteru postaci zmierzonych drgań (symetryczne lub antysymetryczne). Rozmieszczenie czujników na tle sylwetki samolotu pokazano na rysunku 6. W większości przypadków czujniki będą przymocowane za pomocą wosku bezpośrednio na powierzchni samolotu (zazwyczaj będą to górne powierzchnie skrzydeł, względnie usterzeń). Niezależnie od profilu powierzchni nośnej, nominalny kierunek pomiarowy tych czujników będzie normalny do powierzchni naklejenia. Ze względu na cienkie elementy część czujników na krawędziach natarcia oraz stateczniku pionowym należy mocować za pośrednictwem balsowych klocków, tak aby kierunek pomiarowy czujnika był prostopadły do jednej z trzech osi globalnego układu współrzędnych XYZ (rys. 7). Ze względu na krzywizny w geometrii kadłuba zostały dodatkowo wprowadzone kąty Eulera. Utworzoną geometrię przedstawiono na rysunku 8.

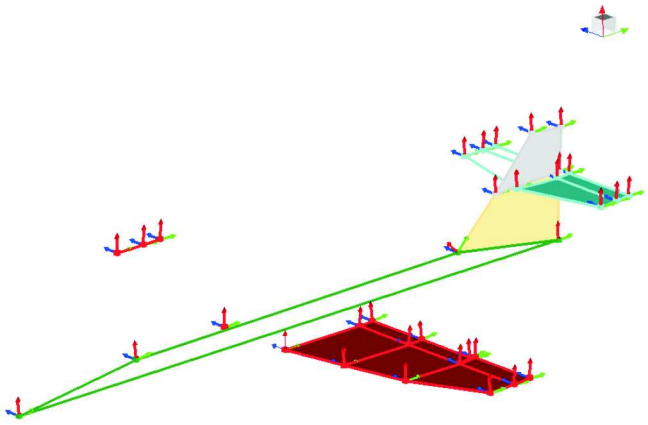


Rys. 7. Schemat ilustrujący klocek doklejony do krawędzi natarcia profilu oraz charakterystyczne przemieszczenia (przyspieszenia) mierzone w kierunku osi X i Z przez czujniki umiejscowione na jego prostopadłych ściankach

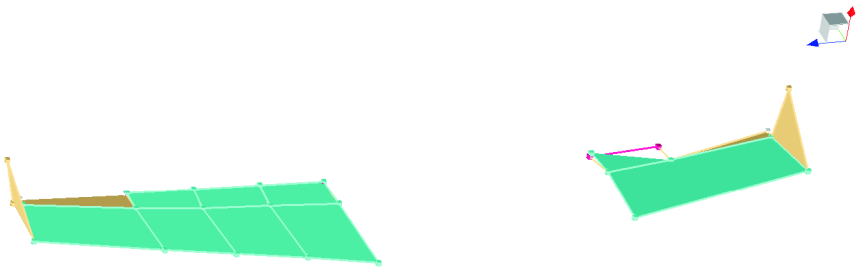
W samolocie Flaris LAR 1 czujniki umożliwiające identyfikację postaci drgań umieszczono na prawym skrzydle, na lewym skrzydle rozlokowano czujniki kontrolne umożliwiające określenie charakteru postaci zmierzonych drgań (symetryczne lub antysymetryczne). Akcelerometry zostały przymocowane za pomocą wosku bezpośrednio na powierzchni samolotu (zazwyczaj będą to dolne powierzchnie skrzydeł). Większość czujników zostanie naklejona tak, aby czujniki te mierzyły składową drgań w kierunku normalnym do płaszczyzny cięciw. Ze względu na krzywizny w geometrii zostały dodane kąty Eulera. Geometrię pomiarową badanej struktury zaprezentowano na rys. 9.

5. Metoda pomiarowa

Zasadniczo w wyniku badań rezonansowych otrzymuje się częstotliwości i postacie drgań własnych (rezonansowych), dodatkowo także współczynniki modalne – masa, sztywność i tłumienie



Rys. 8. Geometria uproszczona OCP Jet utworzona w programie Test.Lab



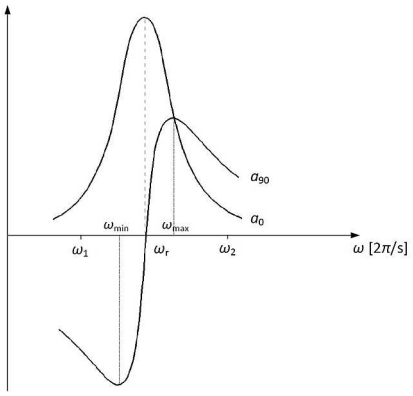
Rys. 9. Uproszczona geometria skrzydeł samolotu Flaris LAR 1 utworzona w programie Test.Lab

uogólnione. Użyteczne w identyfikacji drgań własnych samolotu są globalne kryteria rezonansowe, uzgadniające rezonans jako stan dynamiczny całego obiektu (w odróżnieniu od kryteriów lokalnych, według których ustala się rezonans jedynie w określonym punkcie struktury). Jednoznaczne ustalenie stanów rezonansowych osiąganych w trakcie pomiaru polega na zastosowaniu odpowiednich kryteriów w odniesieniu do zarejestrowanych sygnałów odpowiedzi z czujników. Charakterystyki sygnałów czujnikowych zobrazowane są widmowymi funkcjami przejścia (FRF), przybliżającymi przebieg składowej zgodnej i składowej przesuniętej w fazie o $\pi/2$ względem wymuszenia (oznaczonych odpowiednio: a_0 i a_{90}). O rezonansie miejscowym decydują dwa lokalne kryteria rezonansowe – fazowe i amplitudowe. Pierwsze z nich określa częstość rezonansową jako taką, przy której składowa a_{90} przyjmuje wartość zero. Z kolei wg kryterium amplitudowego rezonans odpowiada maksymalnej amplitudzie składowej a_0 (rys. 10). Jeżeli widmowe funkcje przejścia wszystkich sygnałów rejestrowanych w punktach pomiarowych samolotu spełniają kryteria lokalne, wtedy występuje stan rezonansu całej konstrukcji. Jednoczesne spełnienie wielu kryteriów lokalnych jest dla rzeczywistej konstrukcji mało realne, dlatego wprowadza się kryteria globalne, bazujące na uśrednionym wyniku stanów rezonansowych (lub przyrezonansowych) zidentyfikowanych lokalnie. Globalne kryterium fazowe częstość drgań wymuszonych nazywa częstością rezonansową, przy której we wszystkich punktach pomiarowych istnieje stan globalnie najbliższy stanowi określonemu kryterium fazowym lokalnym. Dla kryterium wyznacza się estymatę określaną jako współczynnik jakości dostrojenia (scatter), będący minimalną wartością stosunku sumy modułów amplitud sygnałów przesuniętych w fazie o $\pi/2$ do sumy modułów amplitud sygnałów zgodnych w fazie z wymuszeniem:

$$\varepsilon = \min \left(\frac{\sum_{i=1}^{n} |a_{90}|_i}{\sum_{i=1}^{n} |a_0|_i} \right) \tag{5.1}$$

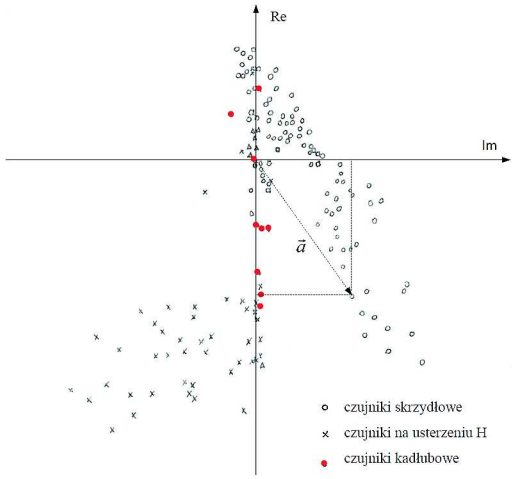
Z kolei globalne kryterium amplitudowe ustala jako częstość rezonansową tę częstość drgań wymuszonych, przy której istnieje maksymalna wartość sumy amplitud sygnałów zgodnych w fazie z wymuszeniem we wszystkich punktach pomiarowych:

$$\varepsilon_a = \max\left(\sum_{i=1}^{n} |a_0|_i\right) \tag{5.2}$$



Rys. 10. Wycinek charakterystyk widmowych dla sygnału odpowiedzi rejestrowanego przez pojedynczy czujnik z zakresie przyrezonansowym $\langle\omega_1, \omega_2\rangle$; a_0 – przebiegi amplitud składowej zgodnej z wymuszeniem oraz a_{90} – składowej przesuniętej w fazie o $\pi/2$ z charakterystycznymi punktami ekstremalnymi $\omega_{\min}$, $\omega_{\max}$; przerywana linia wskazuje częstość rezonansową ω_r ustaloną wg obu kryteriów lokalnych

Postać rezonansową zidentyfikowaną wg zadanego kryterium globalnego można zobrazować na wykresie wskazowym, ilustrującym rozkład wektorów amplitud sygnałów czujnikowych rozrysowanych na umownej płaszczyźnie zespolonej z uwzględnieniem obu składowych odpowiedzi (rys. 10). Wykorzystując wyskalowane amplitudy sygnałów czujnikowych, wykonuje się uproszczone wizualizacje postaci rezonansowych – rysunki (animacje) ilustrujące dynamiczne przemieszczenia drgającej struktury.



Rys. 11. Przykładowy wykres wskazowy ilustrujący rozkład amplitud sygnałów odpowiedzi z poszczególnych czujników. Każdy punkt wyznacza koniec umownego wektora amplitudy sygnału odpowiedzi $\vec{a}$ będącego sumą dwóch wektorów składowych: amplitudy sygnału a_0 (względem osi rzeczywistej Re) oraz amplitudy sygnału a_{90} (względem osi urojonej Im)

Inną odmianą kryterium fazowego jest kryterium krzywych Lissajous. Określa ono jako częstość rezonansową częstość drgań wzbudzonych, przy której krzywa Lissajous jest odcinkiem:

$$x = P\sin\omega t \qquad y = V\cos(\omega t + \varphi) = V(\cos\omega t\cos\varphi - \sin\omega t\sin\varphi) \tag{5.3}$$

po wyeliminowaniu z (5.3) parametru t otrzymuje się:

$$(5.4)\frac{y^2}{V^2} + \frac{x^2}{P^2} + \frac{2xy}{PV}\sin\varphi = \cos^2\varphi \tag{5.4}$$

Jeżeli $\varphi = 0$, to (5.4) przyjmuje postać równania elipsy.
Jeżeli $\omega = \pm\pi/2$, to (5.4) przyjmuje postać równania prostej:

$$y = \pm\frac{V}{P}x \tag{5.5}$$

6. Realizacja pomiarów

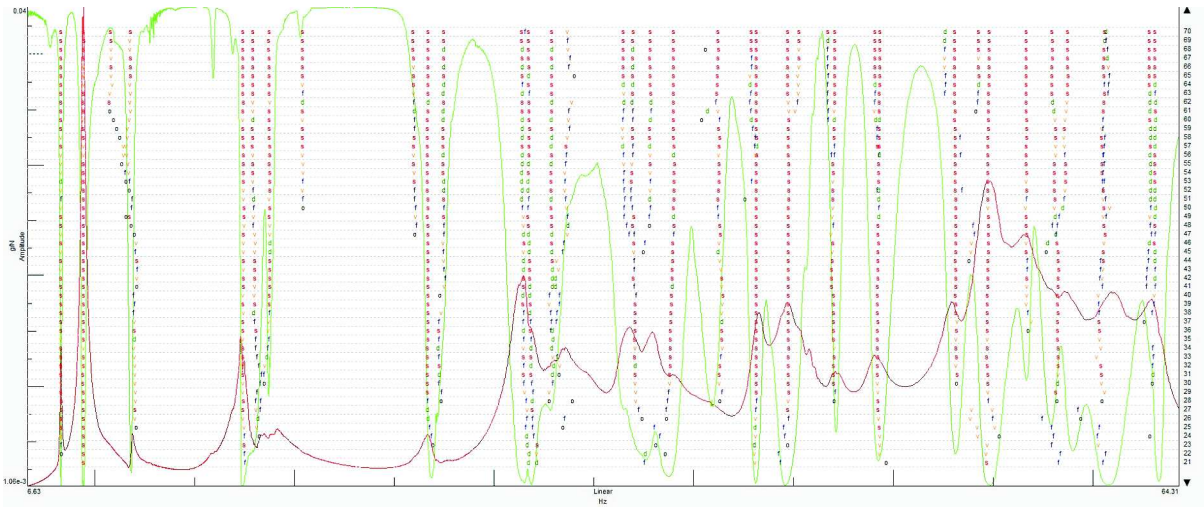
Wstępną identyfikację przeprowadza się przy „klasycznym" ustawieniu wzbudników. Dla samolotów jest to przyłożenie wymuszenia na końcówkach skrzydeł w osi pionowej. W samolotach bardzo lekkich (bezzałogowcach) możliwe jest przyłożenie siły z przodu kadłuba. Do tej czynności wykorzystywany jest moduł *MIMO Sine Sweep & Stepped Sine Testing*. W obu przypadkach wymuszenie realizowane wzbudnikami zostało symetrycznie przyłożone do dolnej powierzchni skrzydeł. W samolocie Flaris przy końcowych żeberkach w kesonie skrzydła, natomiast w OCP Jet 580 mm od osi podłużnej w przedniej części profilu. W module przeprowadza się identyfikację czujników, a następnie zadaje parametry wymuszenia. Zakres częstotliwości wyznacza się w oparciu o wzór na maksymalnie możliwe częstości zredukowane $f_{\max}$ (liczba Strouhala; $k = \omega b/V$, gdzie ω jest częstością kołową drgań, b jest połową średniej cięciwy elementu aerodynamicznego, V jest rzeczywistą prędkością lotu), przy których może wystąpić flatter zespołów nośnych samolotu:

$$f_{\max} = \frac{mV_{D\,\mathrm{TAS}}k_{\max}}{2\omega b} \tag{6.1}$$

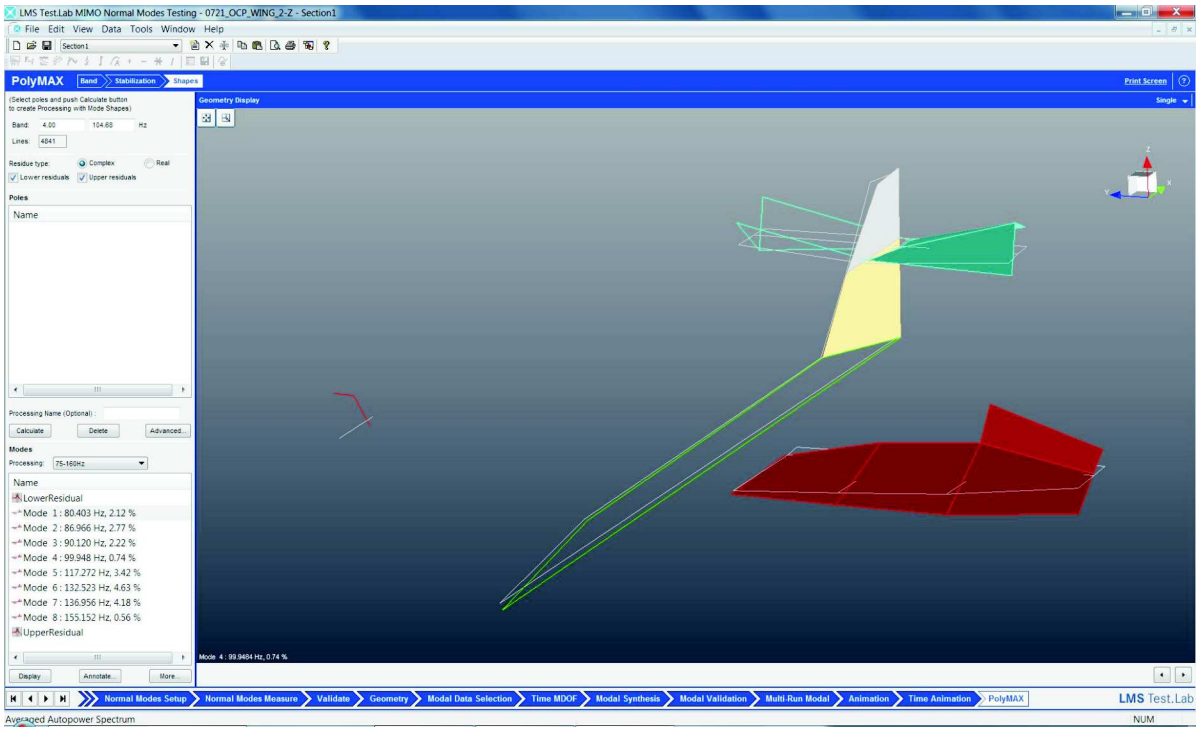
gdzie $m = 1,2$ jest współczynnikiem bezpieczeństwa.

W samolocie Flaris zakres wynosił od 4 do 100 Hz, natomiast w OCP od 4 do 210 Hz. Siła jest dobierana na podstawie masy obiektu i wynosi zazwyczaj od 1-20 N. Sygnałem wymuszającym jest funkcja sinus. Proces wymuszający nazywany jest „przemiataniem", które wykonywane jest dwukrotnie. Przy pierwszym przebiegu wzbudniki działają symetrycznie, natomiast w drugim jeden działa z przesunięciem fazowym 180°. Podyktowane jest to koniecznością uzyskania charakterystyk pracy wzbudników, które mają zastosowanie do sterowania podczas dostrajania rezonansu w późniejszym etapie. Przy pierwszym przebiegu wzbudniki działają symetrycznie, natomiast w drugim jeden działa z przesunięciem fazowym 180°. Dodatkowo wymuszane są postacie symetryczne i asymetryczne badanego elementu. W efekcie otrzymuje się charakterystyki częstotliwościowe dla każdego kanału pomiarowego. Za pomocą modułu PolyMAX tworzone jest zbiorcze widmo amplitudowo-częstotliwościowe wygenerowane na podstawie odpowiedzi wszystkich kanałów pomiarowych (domyślnie kolor czerwony). Drugie widmo (domyślnie zielony kolor) obrazuje współczynnik IMIF (*Inverse Mode Indicator Function*), oznaczający spadek amplitudy siły wymuszającej w trakcie narastania zbiorczej amplitudy odpowiedzi. Ponieważ podczas zjawiska rezonansu przyłożona siła maleje, następuje spadek współczynnika IMIF w okolice zera oraz skok charakterystyki amplitudowej, co daje wyraźny sygnał, że w okolicach tego miejsca może występować rezonans. Następnie przeszukuje się wykres, badając odcinki widma. W analizowanym fragmencie tworzony jest diagramu stabilizacyjny, na którym zaznaczonych jest kilka

parametrów. Dla badań rezonansowych istotne są stabilne bieguny (oznaczane jako czerwone S), które w danym skoku (piku) powinny występować kilkukrotnie i w przybliżeniu tworzyć prostą. W ten sposób wybrane częstotliwości są przeliczane, a następnie zobrazowane w postaci ruchomej geometrii w następnej karcie. Na jej podstawie można określić przybliżoną postać drgań, zdefiniować punkty największej amplitudy, określić charakter przemieszczeń oraz przypisać to do częstotliwości. Dodatkowo określane jest przybliżone tłumienie, które jest potrzebne przy dostrajaniu się do częstotliwości. W efekcie końcowym otrzymuje się szereg postaci do zweryfikowania oraz ich charakter, który pomaga dobrać ustawienie wzbudników.



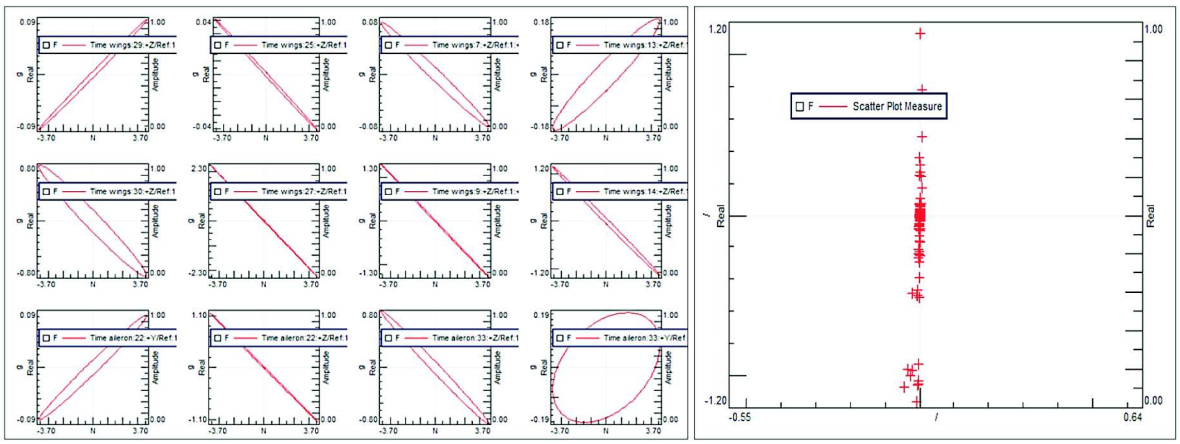
Rys. 12. Diagram stabilizacyjny samolotu Flaris z aplikacji PolyMAX (LMS Test.Lab v.14)



Rys. 13. Wizualizacja postaci w karcie Shapes modułu PolyMAX

Kontynuacją pomiarów jest zastosowanie modułu MIMO Normal Modes Testing. Filozofia przyjętej metodyki pomiarów opierała się na dostrojeniu do częstości rezonansowych. Fizycz-

nie wiąże się to z koniecznością przyłożenia wzbudników w odpowiednie punkty, aby wymusić określoną postać. Zastosowana aparatura charakteryzuje się powtarzalnością wyników. Dzięki temu można na różnych elementach stosować podobne warunki początkowe i siły wymuszające. Relokacja wzbudników wiąże się z koniecznością powtórzenia przemiatania sygnałem sinusoidalnym w celu uzyskania charakterystyk odpowiedzi (FRF) dla danego ich usytuowania. Jednakże w przedstawianym etapie pracuje się w pobliżu konkretnej częstotliwości, dlatego proces w module MIMO Sine Sweep & Stepped Sine Testing jest zawężony do małego zakresu częstotliwości, a w związku z tym czas przemiatania jest krótszy. Proces dostrojenia polega na określeniu, czy w okolicach badanej częstotliwości występuje rezonans, a następnie określenie częstości rezonansowej oraz współczynników uogólnionych. Do rozpoznania rezonansów stosuje



Rys. 14. Przykładowy zespół krzywych Lissajou (z lewej) i wykres wektorów z punktów pomiarowych od wektorów siły w płaszczyźnie zespolonej (z prawej)

się trzy wizualizacje wyników. Wyświetlane są dwa typy wizualizacji dynamicznych odkształceń konstrukcji. Na prawej geometrii zobrazowany jest udział części rzeczywistej przemieszczeń, natomiast po lewej części urojonej. W przypadku idealnego dostrojenia powinien wystąpić zanik ruchu postaci rzeczywistej, natomiast maksymalne oscylacje na obrazie części urojonej. Drugim narzędziem jest wykres krzywej Lissajous, który jest kreślony dla wybranego czujnika z największymi przemieszczeniami. Trzecią wizualizacją jest wykres wskazowy, ilustrujący rozkład amplitud sygnałów odpowiedzi z poszczególnych czujników względem osi rzeczywistej oraz osi urojonej. W przypadku rezonansu wektory odpowiedzi z drgającego elementu powinny być zbliżone do osi pionowej, a wektory czujników siły zbliżone do osi poziomej. Dla większej przejrzystości stosuje się dodatkowe rozszerzenia tych funkcji. W dodatkowym oknie tworzy się układ wykresów (4×4 jest optymalny), na które przenosi się krzywe Lissajous dla czujników o największych przemieszczeniach przy danej postaci. W ten sposób uzyskuje się obraz odpowiedzi z kilku czujników jednocześnie. Dodatkowo tworzy się drugi, pojedynczy wykres wskazowy rozkładu amplitud sygnałów odpowiedzi czujników w układzie Re-Im. Dla przejrzystości należy przestawić przedstawienie wyników jako punkty, a nie linie. Dla wygody dobrze jest utworzyć okno z geometrią obrazującą rzeczywistą postać bieżącego ruchu badanej struktury (rozszerzenie ODS – *Online Deflection Shapes*). Po dostrojeniu za pomocą wymienionych narzędzi uruchamia się procedurę do wyznaczania parametrów uogólnionych. Estymację parametrów przeprowadzono w oparciu o metodę mocy zespolonej (*Complex Power Method*). Jest to procedura określająca jednoznacznie częstotliwość rezonansową. Metoda ta wykorzystuje moc wprowadzoną do struktury do obliczenia ogólnych parametrów. Moc jest mierzona jako wartość zespolona podczas cyklu w okolicach dostrojonej częstotliwości. Moc zespolona określona jest wzorem:

$$P = \sum_{i=1}^{n} \frac{F_i V_i}{2} \tag{6.2}$$

gdzie:

$F_i = F_i' + jF_i''$ – siła zespolona w i-tym punkcie konstrukcji,
$V_i = V_i' + jV_i''$ – prędkość zespolona w punkcie i,
$P = P' + jP''$ – moc zespolona w punkcie i,
n – liczba punktów wzbudzenia.

Wykreślenie części rzeczywistej (aktywnej mocy) realizowane jest jako krzywa funkcji częstotliwości, osiągającej maksimum przy rezonansie. Wykres części urojonej jako części mocy przechodzi z wartości dodatnich do ujemnych, przechodząc przez wartość zerową przy rezonansie. Dodatkowo w okolicy rezonansu funkcja powinna zachowywać liniowy charakter. Taką zależność obrazuje zapis matematyczny:

$$\left[\frac{dP'}{d\omega}\right]_{\omega_k} = 0 \tag{6.3}$$

oraz

$$P''(\omega_k) = 0 \tag{6.4}$$

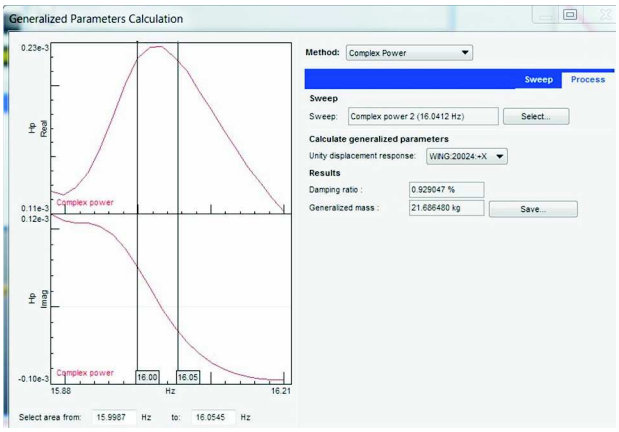
można zapisać:

$$P''(\omega_k) = \zeta_k \omega_k k_k \tag{6.5}$$

oraz

$$\left[\frac{dP''}{d\omega}\right]_{\omega_k} = -k_k = -m_k \omega_k^2 \tag{6.6}$$

gdzie: ω_k – pulsacja przy częstotliwości k, m_k – masa uogólniona przy częstotliwości k, k_k – sztywność uogólniona przy częstotliwości k, ζ_k – współczynnik tłumienia przy k-tej częstości.



Rys. 15. Okno procesu do wyznaczania zgeneralizowanych parametrów. Wykres mocy części rzeczywistej posiada wyraźny szczyt, a wykres mocy części urojonej przy częstości w okolicach szczytu ma tendencję liniową i przechodzi przez wartość 0

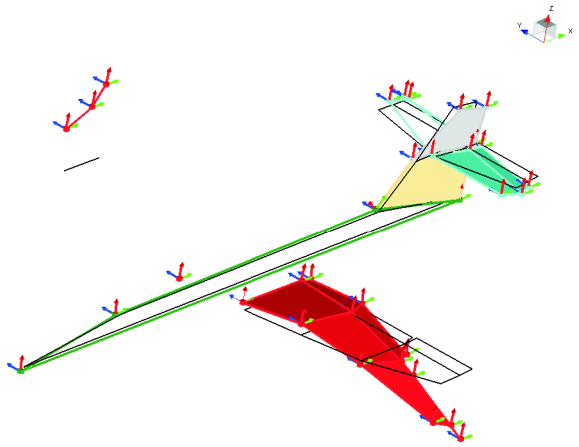
7. Wyniki pomiarów

Dla samolotu bezzałogowego OCP uzyskano szereg wyników przy różnych miejscach wzbudzania. W związku z tym część postaci się pokrywała. Do osoby opracowującej wyniki należało wytypowanie tych najlepiej dostrojonych, biorąc pod uwagę charakter postaci oraz sposób wzbudzania. Podłączenie układu zasilającego, który zapewniał zastępczą sztywność mechanizmów

sterujących, powierzchniami wychylnymi zrodziło problem. Układ elektryczny w stanie spoczynku generował szum (brzęczenie), co przy klasie zastosowanych akcelerometrów jest odczuwalne, choć nie zakłóca znacznie pomiaru. Hałas ten oznaczał, że wszystkie serwa były zasilane. Duży problem powstał przy przyłożeniu wymuszenia. Na drgającej konstrukcji powierzchnie wychylne przemieszczały się za pomocą sił bezwładności, jednakże układ zasilający był tak zaprogramowany, aby zachować pozycję neutralną. Stąd, w przypadku bezwładnych wychyleń powierzchni, serwa dociągały je do neutrum. W związku z tym tworzyły się dodatkowe drgania, a układ pomiarowy stawał się niestabilny. Krzywe Lissajous zmieniały się bardzo szybko i odnalezienie punktu rezonansowego było utrudnione. Największą trudnością było uzyskanie przebiegów mocy zespolonej (*Complex Power*). Zakres pomiarowy jest bardzo wąski, a dodatkowe szumy powodowały, że charakterystyki były bardzo poszarpane. Linia trendu tych wykresów daje oczekiwany charakter przebiegu. Wartości rzeczywiste mają wyraźny szczyt, a wartości urojone mają tendencję spadkową. Jedynie dla niewielu częstotliwości udało się wyznaczyć współczynniki uogólnione. Współczynniki tłumienia α dla pozostałych częstości zostały dobrane z modułu PolyMAX, aczkolwiek są to jedynie wartości przybliżone i jedynie dla postaci zbliżonej do otrzymanej po dostrojeniu (zbliżony ruch). Konstrukcja była już testowana pod kątem identyfikacji własności rezonansowych aparaturą Zakładu Badań Struktur IL.

Tabela 1. Wyniki pomiarów samolotu bezzałogowego OCP JET

Lp.	Nazwa postaci	f [Hz]	α [%]
1	Skręcanie kadłuba	19,256	1,85
2	Pionowe zginanie skrzydeł	23,371	0,68
3	Kołysanie usterzenia	35,985	0,58
4	Pionowe zginanie kadłuba	36,151	2,27
5	Pionowe zginanie skrzydeł – asymetryczne	39,125	17,24
6	Pionowe zginanie skrzydeł – symetryczne	40,349	1,91
7	Pionowe zginanie skrzydeł ze skręcaniem usterzenia pionowego	43,798	2,92
8	Skręcanie statecznika pionowego	56,377	1,06
9	Nożycowanie poziome ze skręcaniem, statecznik przeciwnie	56,949	0,81
10	Nożycowanie poziome ze skręcaniem, statecznik zgodnie	58,992	3,08
11	Symetryczne skręcanie skrzydeł, lotki zgodnie	67,982	3,88
12	Asymetryczne skręcanie skrzydeł	74,148	1,02
13	Zginanie boczne kadłuba, asymetryczne skręcanie skrzydeł	75,177	5,72
14	Rezonans końcówki usterzenia pionowego	81,817	–
15	Wyższe zginanie skrzydeł, lotki zgodnie	90,506	1,85
16	Pionowe zginanie statecznika poziomego	97,543	0,07
17	Symetryczne skręcanie skrzydeł, lotki przeciwnie	107,785	–
18	Zginanie statecznika pionowego	110,471	–
19	Pionowe zginanie kadłuba (nos)	123,388	1,76
20	Asymetryczne skręcanie skrzydeł, lotki przeciwnie	124,082	7,29
21	Asymetryczne skręcanie skrzydeł, lekkie skręcanie statecznika poziomego	125,56	0,48
22	Poziome zginanie kadłuba (nos)	143,853	–
23	Asymetryczne pionowe zginanie skrzydeł	154,972	–
24	Symetryczne pionowe zginanie skrzydeł	156,595	3,4
25	Poziome zginanie kadłuba (nos)	188,603	–
26	Asymetryczne wyższe skręcanie skrzydeł	192,786	2,57
27	Skręcanie statecznika poziomego	203,521	1,04



Rys. 16. Przykład postaci dla OCP Jet przy $f = 39{,}125\,\mathrm{Hz}$ – pionowe asymetryczne zginanie skrzydeł

Tabela 2. Wyniki pomiarów samolotu Flaris LAR 1

Lp.	Nazwa postaci	f [Hz]	α [%]	W [S/A]
1	Symetryczne zginanie skrzydeł	9,646	0,64	S
2	3-węzłowe asymetryczne zginanie skrzydeł	17,737	1,19	A
3	Wychylanie klap	37,712	2	A
4	Symetryczne nożycowanie	37,695	4,45	D
5	Wychylanie klap – lewa strona	41,274	–	S
6	Rezonans lewego pokrycia	44,216	5,85	A
7	Rezonans prawego pokrycia	45,182	2,07	A
8	Asymetryczne skręcanie prawego skrzydła	54,422	5,09	A
9	Rezonans prawego wingletu	54,931	2,97	S
10	Rezonans lewego wingletu	60,269	5,64	S
11	Rezonans pokrycia prawego skrzydła	66,781	7,89	S
12	Symetryczne skręcanie skrzydeł	70,209	10,94	S
13	Asymetryczne skręcanie skrzydeł	70,862	4,44	A
14	Rezonans pokrycia prawego skrzydła	74,237	5,52	A
15	Skręcanie klap	79,253	–	A
16	Kołysanie lotek	81,359	7,63	A
17	Symetryczne wyższe zginanie skrzydeł	96,402	1,42	S
18	Asymetryczne wyższe zginanie skrzydeł	97,226	2,04	A

W dniach 28.09-05.10.2015 w Instytucie Techniki Lotniczej WML WAT przeprowadzono pomiary rezonansowe skrzydeł struktury płatowcowej samolotu Flaris LAR 1 wersja 4. Pomiary odbyły się w ramach doskonalenia metodyki pomiarów rezonansowych za pomocą wielokanałowego analizatora LMS Scadas Lab. Testy odbyły się w pomieszczeniu numer 3 budynku 66 (laboratorium badań wytrzymałościowych konstrukcji lotniczych) wewnątrz klatki wytrzymałościowej. Konstrukcja była już testowana pod kątem identyfikacji własności rezonansowych aparaturą Zakładu Badań Struktur IL. W trakcie próby ze wstępnie zidentyfikowanych 156 częstotliwości opisano i zdefiniowano 18 postaci rezonansowych. Duża różnica między postaciami zidentyfikowanymi a dostrojonymi wynika przede wszystkim z tego, że dla kilku podstawowych ustawień wzbudników częstotliwości wyszukiwane są w całym przedziale. Chodzi o to, aby uzyskać wszystkie postacie skrętne i giętne. W badanym przypadku postacie giętne były uzyskiwane z ustawienia I, natomiast skrętne oraz oscylacje w płaszczyźnie OX z ustawienia II. W przypadku postaci skrzydłowych wystarczające jest wymuszenie z końcówek kesonu, dlatego wiele

ze wstępnie znalezionych częstotliwości pokrywa się. Drugim czynnikiem zmniejszającym liczbę dostrojeń jest to, że niektóre wstępnie określone częstotliwości były złożeniami kilku bliskich rezonansów lub znajdowały się w ich pobliżu. Łatwo je wyeliminować, ponieważ na wykresach mocy zespolonej nie posiadają charakterystycznych elementów, czyli szczytu w części rzeczywistej lub spadku w części urojonej. Dla dostrojonych postaci w większości udało się wyznaczyć współczynniki uogólnione.

8. Uwagi końcowe

Wyniki uzyskane dla badanych konstrukcji porównano z wynikami badań zrealizowanych wcześniej w Instytucie Lotnictwa. Dla samolotu OCP częstotliwości w większości się pokrywają (błąd poniżej 3,3%, jedynie dwa pomiary były wyższe – 4,23% oraz 6,18%). Dla współczynników tłumienia te rozbieżności są bardziej rozrzucone. Niemniej jest parę wartości poniżej 1% błędu, kilka w okolicach 2%, ale zdarzają się w okolicach 14%, a największa rozbieżność wynosi prawie 20%. Dla samolotu Flaris różnice w częstotliwości w większości oscylują w okolicach jednego procenta. Największe wahania wynoszące powyżej 3,5% dotyczą drgań elementów wychylnych. W przeciwieństwie do wyznaczonych częstotliwości, współczynniki tłumienia oraz masy – o ile zostały zmierzone – odbiegają w różnym stopniu.

Podstawowym problemem w przeprowadzonych testach była zbyt mała liczba akcelerometrów. Niepełna geometria spowodowała problem w rozpoznawaniu i interpretacji skomplikowanych wyższych postaci drgań oraz rezonansów występujących lokalnie, takich jak lokalne rezonanse poszycia, drgania klap, postacie z wychylaniem lotek oraz skomplikowanych wyższych postaci. Kolejnym problemem związanym ze zbyt małą ilością akcelerometrów było niesymetryczne rozłożenie. Założenie, że badane obiekty są liniowe, jest dużym uproszczeniem, ponieważ w trakcie badań można wyróżnić rezonanse elementów prawej i lewej strony. Podczas prób samolotu Flaris występowały rezonanse pokryć lub pojedynczych elementów (tylko jeden, dwa akcelerometry przemieszczają się).

Próby rezonansowe odbywają się przed wprowadzeniem obiektów do eksploatacji, w związku z tym występują problemy natury technicznej. W samolocie Flaris przy niektórych postaciach z wychylaniem elementów ruchomych duży problem stanowił luz w mocowaniu prawego statecznika pionowego z prawym sterem kierunku. Objawiał się wysokim szumem (hałasem), występował przy małych zakresach częstotliwości. W obiekcie OCP pokrywy serwomechanizmów były przymocowane jedynie taśmą izolacyjną, a przy wychyleniach elementów sterowych odstawały nad powierzchnię skrzydeł.

Ograniczenie się do części konstrukcji ułatwia test, ponieważ akcelerometry nie wprowadzają składowych z innych części płatowca. Dzięki temu można lepiej się dostroić oraz uzyskać lepiej wyglądające charakterystyki mocy zespolonej. Dodatkowo przy małej ilości czujników zagęszczenie punktów daje dokładniejszą geometrię struktury, co przekłada się na lepszą wizualizację zmian. Jednakże przeprowadzone badanie jako naziemny test wibracyjny (GVT) jest niewystarczające. Konieczne jest odpowiednie rozłożenie sensorów na całej konstrukcji, aby badać ją jako jedną całość. Istnieje możliwość złożenia przemieszczeń dla kilku elementów osobno, ale nie ma możliwości uzyskania w ten sposób współczynników uogólnionych, które są wyliczane dla całości konstrukcji.

Całość próby można uprościć do wyszukania częstotliwości podejrzanych o rezonans w całym zakresie pomiarowym, a następnie zweryfikowanie ich przy odpowiednim wzbudzeniu. Ogólna liczba zbadanych punktów stanowi około 10-20% przebadanych modów. Zastosowane dodatkowe kryteria pozwalają w większości przypadków na jednoznaczne określenie rezonansu nawet na obiekcie z zakłóceniami. Wiele częstotliwości występuje przy kilku wymuszeniach, dlatego odpowiednie ich wychwycenie zaoszczędza sporo czasu. Weryfikacja tego typu pomiarów jest czasochłonna i wymaga dużo uwagi oraz doświadczenia operatora.

Na podstawie przeprowadzonych badań można stwierdzić, że dotychczasowa procedura badawcza JPB.04/W31 stosowana w samolotach metalowych oraz szybowcach dobrze sprawdza się w konstrukcjach kompozytowych. Należy zwrócić uwagę na odpowiednie rozmieszczenie akcelerometrów. Zakładanie symetrii układu z materiału kompozytowego jest pewnym przybliżeniem. Dla podstawowych postaci pomiary są dokładne, natomiast dla bardziej złożonych ruchów bądź dla pojedynczych elementów konstrukcji powstają problemy. Interpretacja i mnogość wyszukanych postaci własnych sprawia, że poprawne zrealizowanie badania rezonansowego wymaga nie tylko kwalifikacji w zakresie wiedzy teoretycznej i obsługi aparatury, ale także doświadczenia i inżynierskiej intuicji.

Bibliografia

1. Bisplinghoff R.L., Ashley H., Halfman R.L., 1995, *Aeroelasticity*, Addison-Wesley Publishing Company, Inc.
2. Braun S. (Edit.), 2002, *Encyclopedia of Vibration*. Academic Press – A Division of Harcourt, Inc.
3. Chajec W., 2014, *Program prób rezonansowych Flaris LAR 1*, Wyd. 2, Instytut Lotnictwa, Warszawa
4. Heylen W., Lammens S., Sas P., 1998, *Modal Analysis Theory and Testing*, Katholieke Universiteit Leuven, Faculty of Engineering, Department of Mechanical Engineering, Division of Production Engineering, Machine Design and Automation
5. Kiessling F., 1989, *On Simplified Analytical Flutter Clearance Procedures for Light Aircraft*, DLR-Forschungsbericht 89-56, Göttingen
6. Krzymień W., 2008, Nieliniowości drgań badanych konstrukcji lotniczych, [W:] *Mechanika w Lotnictwie, ML-XIII 2008*, J. Maryniak (Red.), ZG PTMTS
7. Moheimani S.O.R., Fleming A.J., 2006, *Piezoelectric Transducers for Vibration Control and Damping*, Springer-Verlag London Ltd.
8. Olejnik A., 1996, *Aerosprężystość układów powierzchniowych*, X-Serwis, Warszawa
9. Özkök B., Weltin U., 2009, *Aeroelastic Analysis for the CH601XL and the CH601 with a Maximum Take-off Mas of 600 kg*, Hamburg University of Technology, Hamburg
10. Peeters B., Hendricx W., Debille J., Climent H., 2008, Modern solutions for ground vibration testing of large aircraft, *IMAC-XXVI – The 26th International Modal Analysis Conference*, Society for Experimental Mechanics, Orlando, Fl.
11. Scanlan R.H., Rosenbaum R., 1964, *Drgania i flatter samolotów*, Państwowe Wydawnictwo Naukowe, Warszawa
12. Schwarz B.J, Richardson M.H., 1999, *Experimental Modal Analysis*, Fifth Edition, Butterworth-Heinemann 2000, CSI Reliability Week, Orlando, Fl.
13. Wiśniowski W.A., 1980, *Identyfikacja własności dynamicznych układów mechanicznych metodą badań rezonansowych* (rozprawa doktorska), Politechnika Warszawska, Warszawa
14. Wiśniowski W.A., 1981, Technologia próby rezonansowej. Miernictwo dynamicznych wielkości mechanicznych, *V Konferencja Naukowo-Techniczna w Instytucie Lotnictwa*, Warszawa
15. Badania dynamiczne kompletnych konstrukcji mechanicznych, ich zespołów lub elementów, bądź fragmentów konstrukcji, JPB.04/LM1, Instytut Lotnictwa
16. *LMS Test.Lab MIMO Normal Modes Testing 14*, Copyright Siemens Industries Software NV.
17. *LMS Test.Lab MIMO Sweep & Stepped Sine Testing 14*, Copyright Siemens Industries Software NV.

18. *Dane samolotu Flaris*, http://www.flaris.pl/ z dn. 13.10.2015

19. *Badania dynamiczne kompletnych konstrukcji mechanicznych, ich zespołów lub elementów, bądź fragmentów konstrukcji*, JPB.04/LM1, Instytut Lotnictwa

Vibration measurements of aircraft composite structures conducted at the Institute of Aviation Technology of the Military University of Technology

The paper presents the methodology of resonant vibration identification of composite airframe structures developed at the Military University of Technology, Institute of Aviation Technology. Design, testing and qualification tests cycle require using more sophisticated or entirely new methods of procedures compared to those that are used in relation to metal structures. To minimize the risk of appearance of unfavorable dynamic phenomena it is necessary to carry out Ground Vibration Testing, which allows one to identify the critical (dangerous) frequency and mode shapes. In the measurements, the modern equipment LMS was applied. Using the equipment indicated for real airframe constructions properly prepared in terms of weight distribution, stiffness pivoting rudders and appropriate supports, one can determine the key characteristics of the vibration corresponding to the resonance points. In this paper, some results of composite aircraft testing are presented. The last Section includes some final observations and conclusions concerning the quality of test results.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVII 2016

BADANIA WPŁYWU TEMPERATURY NA ZMIANY WŁAŚCIWOŚCI CIEPLNYCH I MECHANICZNYCH OSNOWY LOTNICZEGO KONSTRUKCYJNEGO MATERIAŁU KOMPOZYTOWEGO

Andrzej J. Panas, Janusz Błaszczyk, Andrzej Dudziński, Krzysztof Figur, Anna Foltyńska, Anna Krupińska, Mirosław Nowakowski

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa

e-mail: andrzej.panas@itwl.pl; janusz.blaszczyk@itwl.pl; andrzej.dudzinski@itwl.pl; krzysztof.figur@itwl.pl; anna.foltynska@itwl.pl; anna.krupinska@itwl.pl; miroslaw.nowakowski@itwl.pl

W pracy przedstawiono metodykę oraz wyniki badań właściwości cieplnofizycznych chemoutwardzalnej żywicy epoksydowej służącej jako materiał osnowy kompozytu węglowego. Przeprowadzone badania miały charakter badań kompleksowych i objęły swoim zakresem badania wagowe, termograwimetryczne, mikrokalorymetryczne, dylatometryczne, badania właściwości lepkosprężystych oraz pomiary dyfuzyjności cieplnej. Pomiary właściwości cieplnofizycznych zostały poprzedzono analizą wymagań metrologicznych oraz określeniem metodyki i procedury ich wykonywania. Do wykonania badań wykorzystano zestaw specjalizowanych przyrządów badawczych oraz stanowiska pomiarowe własnej konstrukcji. Pomiary swoim zakresem objęły podstawowy przedział temperatury od $-30°$C do ok. $110°$C. Efektem wykonanej pracy jest opracowanie metodyki badań doświadczalnych dedykowanej badaniom utwardzalnych tworzyw wielkocząsteczkowych oraz określenie kompletu właściwości termofizycznych materiału osnowy kompozytu lotniczego z uwzględnieniem ich zależności od temperatury i zmian w poszczególnych cyklach wymuszenia cieplnego.

Słowa kluczowe: właściwości cieplnofizyczne, analiza termiczna, żywice epoksydowe, rozszerzalność cieplna, ciepło właściwe

1. Wprowadzenie

Kompleksowe badania właściwości cieplnofizycznych (termofizycznych), pomimo istniejących możliwości metrologicznych, nadal należą do rzadko wykonywanych. Wśród przyczyn tego stanu rzeczy na pewno należy wymienić czasochłonność i stosunkowo duży koszt badań termofizycznych, dużą pracochłonność, ale niebagatelną też rolę odgrywa przeświadczenie, że przydatność uzyskiwanych wyników jest ograniczona do dziedzin teorii materiałowych lub technologii produkcji. W dobie powszechnego zainteresowania tzw. materiałami funkcjonalnymi, przy obecnych tendencjach daleko posuniętej optymalizacji konstrukcji, wyniki badań właściwości cieplnofizycznych, z uwzględnieniem również identyfikowanych w toku tych badań przemian charakterystycznych, zaczynają być szeroko wykorzystywane w procesie konstruowania oraz w eksploatacji. Dotyczy to w szczególności obszarów techniki lotniczej, w której rosnącą popularnością cieszą się tzw. materiały kompozytowe. O właściwościach funkcjonalnych struktur kompozytowych w dużej mierze decydują właściwości cieplnofizyczne materiału osnowy, na którą w wielu przypadkach stosuje się żywice epoksydowe. Ponieważ w zastosowaniach lotniczych faza wzmacniająca z reguły jest bardziej odporna na wszelkiego rodzaju wymuszenia cieplne, to właśnie właściwości osnowy będą wyznaczać ograniczenia technologii przygotowania kompozytu oraz określać parametry eksploatacji całej struktury. Należy dodać, że obciążenia cieplne obejmują swym zakresem różne zakresy temperatury, z uwzględnieniem w obszarze „widma" obciążeń zarówno niskiej, jak i wysokiej temperatury eksploatacji.

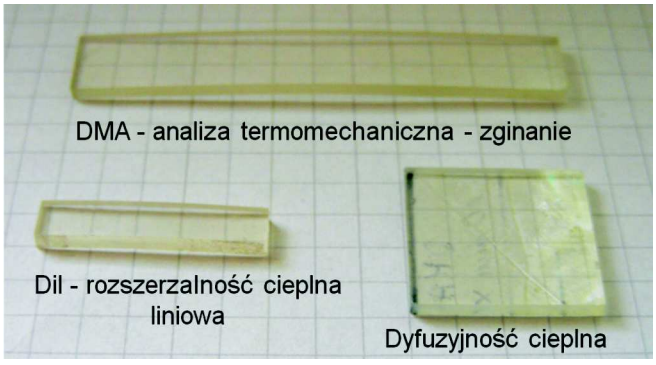
Wymienione wyżej względy legły u podstaw sformułowania programu kompleksowych badań żywicy epoksydowej LG700 [16] stosowanej do wytwarzania lotniczych struktur kompozytowych. Bezpośrednią przyczyną podjęcia badań była konieczność określenia właściwości tego materiału na użytek prowadzonych aktualnie prac konstrukcyjno-badawczych. Żywica LG700 stanowi również reprezentatywny przykład szerokiej gamy materiałów stosowanych jako osnowa kompozytów lotniczych. W ramach badań wykonane zostały pomiary wagowe oraz analizy termograwimetryczne, mikrokalorymetryczne, dylatometryczne, dyfuzyjności cieplnej i dynamiczne-termomechaniczne zgodnie z procedurami opisanymi np. w pracy [12].

2. Charakterystyka badanego materiału

Badany materiał to żywica LG700 utwardzana utwardzaczem HG737 wyprodukowane przez GRM Systems s.r.o. Żywica jest przeznaczona do wytwarzania wytrzymałych kompozytów węglowych, szklanych oraz aramidowych przede wszystkim przy wykorzystaniu technologii infuzji. Zgodnie z deklaracją producenta może być stosowana do produkcji elementów konstrukcji lotniczych eksploatowanych w warunkach podwyższonej temperatury (por. [16]). Podstawowe dane składników i gotowego materiału przedstawiono w tabeli 1. Jak widać, zestaw danych nie zawiera informacji o podstawowych parametrach termofizycznych, nie mówiąc już o podaniu ich zależności od temperatury.

Tabela 1. Udostępnione przez producenta (GRM Systems s.r.o.) dane badanej żywicy epoksydowej LG700 utwardzanej utwardzaczem HG737 dla 25°C [16]

Żywica LG 700 – gęstość	1180-1230 kg/m^3
Utwardzacz HG 737 – lepkość	30-40 mPa/s
Utwardzacz HG 737 – gęstość	980 kg/m^3
Utwardzacz HG 737 – lepkość	10-15 mPa/s
Proporcje LG700:HG 737	100:30
Moduł sprężystości	2700-3300 MPa
Właściwości cieplnofizyczne	brak



Rys. 1. Widok próbek badanej żywicy po wycięciu z arkusza utwardzonego materiału

Do wycięcia próbek do badań właściwości cieplnofizycznych przygotowany został arkusz z mieszaniny żywicy i utwardzacza o proporcjach 100:30. Proces zasysania przeprowadzono w temperaturze 25°C przy podciśnieniu wynoszącym −0,1 MPa. Następnie preparat poddano utwardzaniu w temperaturze 35°C w czasie 48 godzin. Z powstałego arkusza o grubości około 2,0 mm wycięto próbki do poszczególnych badań zgodnie z mapą CAD wykorzystaną w programie sterującym bramowym ploterem sterującym. Ponieważ mapę opracowano z myślą

o badaniach próbek kompozytów ortotropowych, dla każdego pomiaru przewidziano wykonanie po minimum 5 próbek w każdym kierunku charakterystycznym.

3. Program i procedury badań

Zaplanowane i wykonane badania żywicy epoksydowej LG700/HG737, jakkolwiek zgodne ze standardem badań cieplnofizycznych, wykraczają poza zakres typowych badań analizy termicznej (por. np. [5], [6], [9], [12], [14]). Dzieje się tak za przyczyną połączenia w jednym programie badań właściwości cieplnych, takich jak ciepło właściwe, rozszerzalność cieplna i dyfuzyjność lub przewodność cieplna [13], z badaniami dynamicznej analizy termomechanicznej [4]. Tylko wykonanie kompleksowych komplementarnych badań właściwości cieplnofizycznych umożliwia przeprowadzenie efektywnej analizy porównawczej [3], [9], [12].

W niniejszym przypadku badania przeprowadzono zgodnie z programem opracowanym na potrzeby badań polimerów i opisanym w pracy [12]. Schemat programu przedstawiono na rys. 2. Celem pomiarów było wyznaczenie wartości w warunkach temperatury pokojowej oraz zależności od temperatury takich parametrów jak:

- gęstość $\rho(t)$, gdzie t jest temperaturą wyrażaną zamiennie w stopniach Celsjusza (lub $\rho(T)$ – bezwzględną wyrażoną w kelwinach;
- ciepło właściwe $c_p(t)$;
- wydłużenie względne $\varepsilon(t)$;
- rozszerzalność cieplna liniowa $\alpha(t)$;
- dyfuzyjność cieplna $a(t)$;
- moduł sprężystości (modułu zachowawczego) $E'(t)$;
- parametr $\operatorname{tg}\delta$ w funkcji temperatury. Parametr ten jest stosunkiem modułu stratności $E''(t)$ do modułu zachowawczego E' i charakteryzuje właściwości lepkościowe materiału lepkosprężystego.

Zgodnie z analizą widma obciążeń cieplnych lotniczych struktur kompozytowych pomiary powinny swoim zakresem objąć przedział temperatury od $-60°$C do 110°C. Ze względu jednak na ograniczenia przyrządowe jako podstawowy przyjęto zakres od $-30°$C do ok. 110°C. Wyjątek stanowiły badania termograwimetryczne, w których minimalną temperaturą początkową była temperatura pokojowa.

W badaniach uwzględniono potrzebę określenia wpływu cyklicznego wymuszenia cieplnego na zmianę właściwości badanego materiału w wyniku występowania procesów dotwardzania żywicy i ewentualnych innych przemian nieodwracalnych. Z tego powodu każdą sekwencję pierwszego wzrostu temperatury przy obciążaniu cyklicznym starano się przerwać przy ok. 60°C.

Zakończenie cyklu badań doświadczalnych stanowi przeliczenie otrzymanych wartości dyfuzyjności cieplnej do przewodności cieplnej $\lambda(t)$ zgodnie z zależnością ([3], [9], [15])

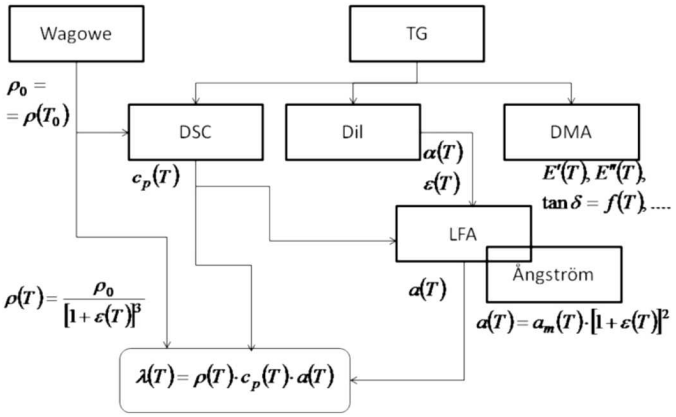
$$\lambda(t) = \rho(t)a(t)c_p(t) \tag{3.1}$$

Wszystkie badania zostały wykonane zgodnie z procedurami i z wykorzystaniem metod oraz urządzeń opisanych w pracy [12]. Dla przypomnienia warto wymienić je w kolejności wykonywania:

- pomiary wagowe przy użyciu wagi analitycznej Mettler-Toledo AT 260 z przystawką do ważenia próbki zanurzonej w płynie,
- badania termograwimetryczne TG z wykorzystaniem termowagi Netzsch TG 209 F3 Tarsus,

- badania mikrokalorymetryczne DSC przeprowadzane za pomocą mikrokalorymetru skaningowego Pyris 1 firmy Perkin Elmer,
- badania dylatometryczne Dil wykonane dylatometrem Netzsch Dil 402 C,
- pomiary dyfuzyjności (współczynnika wyrównania temperatury – por. [15]) metodą chwilowego powierzchniowego źródła ciepła z użyciem dyfuzometru Netzsch LFA 457,
- pomiary dyfuzyjności metodą wymuszeń okresowych (zmodyfikowaną metodą Ångströma) przeprowadzone na indywidualnie zestawionym stanowisku laboratoryjnym [10],
- badania dynamicznej analizy termicznej DMA wykonane aparatem Netzsch DMA 242.

Charakterystyczne dla każdego pomiaru parametry badanych próbek przedstawiono w Tabeli 2.



Rys. 2. Przedstawienie współzależności pomiarów i zalecanej kolejności ich wykonywania przy wykonywaniu kompleksowych badań właściwości cieplno-fizycznych [12]

Tabela 2. Dane wymiarowe/ilościowe badanych próbek

Badanie	Kształt	Wymiary/Ilość
TG	nieregularny wycinek	9,38 mg
DSC	nieregularna, pofragmentowana	próbka A: 20,00 mg, próbka B: 13,91 mg
Dil	prostopadłościan	25 mm×5 mm×1,90 mm
DMA	prostopadłościan	55 mm×10 mm×1,70 mm
LFA	dyski	średnica 12,5 mm, wys. 1,70 mm
Ångström	wycinek kwadratowy ×4	20 mm×20 mm×1,65 mm

4. Wyniki badań doświadczalnych i ich omówienie

4.1. Pomiary wagowe

Pomiary wagowe wykonywane były w temperaturze pokojowej. W przypadku badań TG oraz DSC dane ważeń wykorzystano bezpośrednio jako dane wejściowe odpowiednich pomiarów termograwimetrycznych i mikrokalorymetrycznych. Dla każdego z pomiarów przeprowadzano również ważenie kontrolne próbki po zakończeniu pomiaru lub cyklu pomiarów. W badaniach kontrolnych próbki DSC nie stwierdzono zmian masy wykraczających poza wartości błędu pomiarowego, a w przypadku próbki TG poza wartości obserwowanych zmian pomiarowych.

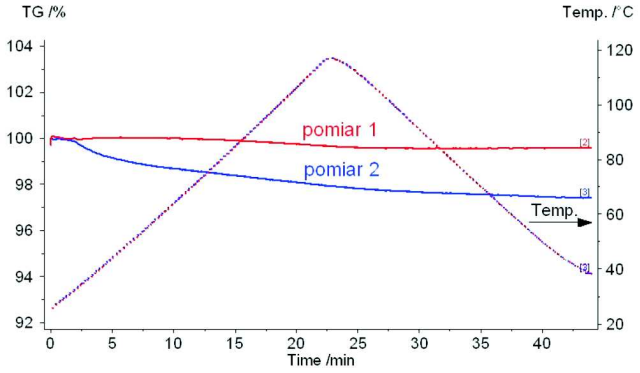
Gęstość badanego materiału określono metodą wypornościową. Przy tych pomiarach uwzględniono poprawkę na rozszerzalność cieplną wody. Ważona masami badanych próbek średnia arytmetyczna dla temperatury pokojowej wynosi:

$$\rho_0 = 1150\,\mathrm{kg/m^3} \tag{4.1}$$

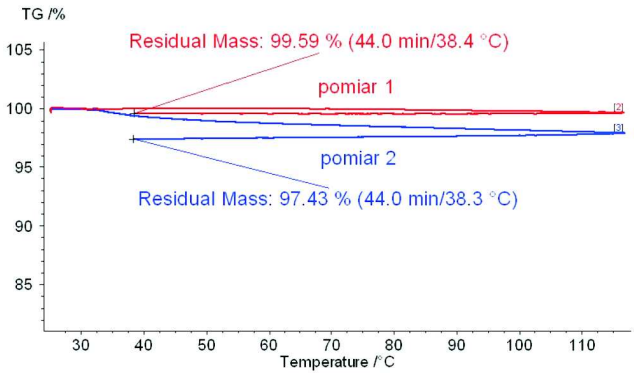
Uzyskana wartość jest zgodna z wartościami typowymi gęstości tworzyw wielkocząsteczkowych (por. np. [8]).

4.2. Badania termograwimetryczne – TG

Badania termograwimetryczne przeprowadzone zostały z szybkością zmian temperatury 5 K/min w zakresie od temperatury pokojowej do ok. 115°C. Program i wyniki badań przedstawiono na rys. 3 oraz 4. Zaobserwowane zmiany masy próbki mieszczą się w granicach błędu pomiarowego, w związku z czym brak jest podstaw do zaprzeczenia powtarzalności wyników. Podobnie jest z określeniem efektów ewentualnych przemian fazowych – jeżeli takowe występują, to ich skutki nie wykraczają poza dokładność badań.



Rys. 3. Program zmian temperatury (linie kropkowane) i wyniki badań TG w postaci względnej zmiany masy w funkcji czasu (czas w minutach)

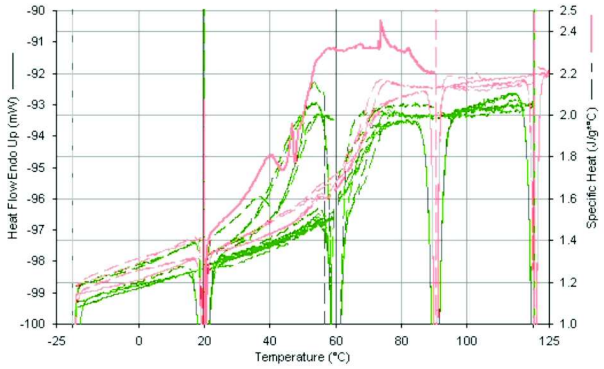


Rys. 4. Wyniki badań TG – zmiany masy badanej próbki w funkcji temperatury

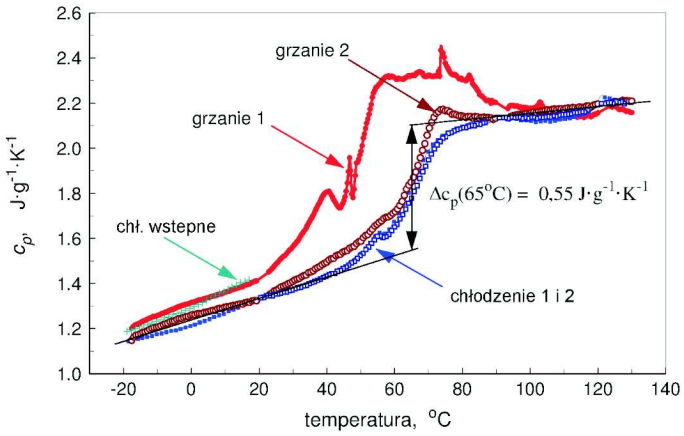
4.3. Badania mikrokalorymetryczne – DSC

Pomiary mikrokalorymetryczne zostały wykonane przy dwóch różnych programach temperaturowych, w obydwu jednak przypadkach z szybkością zmian temperatury 5 K/min. Pierwszy pomiar wykonano dla próbki A (por. tabela 2). W pierwszych dwóch powtórzonych cyklach wymuszenia cieplnego nie przekroczono temperatury 60°C. W dwóch następnych osiągnięto maksymalną temperaturę 120°C. Analizując uzyskane wyniki (rys. 5), stwierdzono, że termogramy

wykazują występowanie nieodwracalnej przemiany zachodzącej po przekroczeniu temperatury utwardzania 35°C. Do badań próbki B program temperaturowy zmodyfikowano w taki sposób, by przedział temperatury zawierający zakres przemiany był przemiatany w jednym cyklu, bez izotermicznych przystanków. Opracowane wyniki badań w postaci zależności ciepła właściwego od temperatury w poszczególnych cyklach grzania/chłodzenia przedstawiono na rys. 6 (por. również rys. 5).



Rys. 5. Termogramy badań DSC z porównaniem wyników uzyskanych dla dwóch badanych próbek (A – zielony, B – kolor czerwony)



Rys. 6. Opracowanie wyników mikrokalorymetrycznego pomiaru ciepła właściwego próbki A

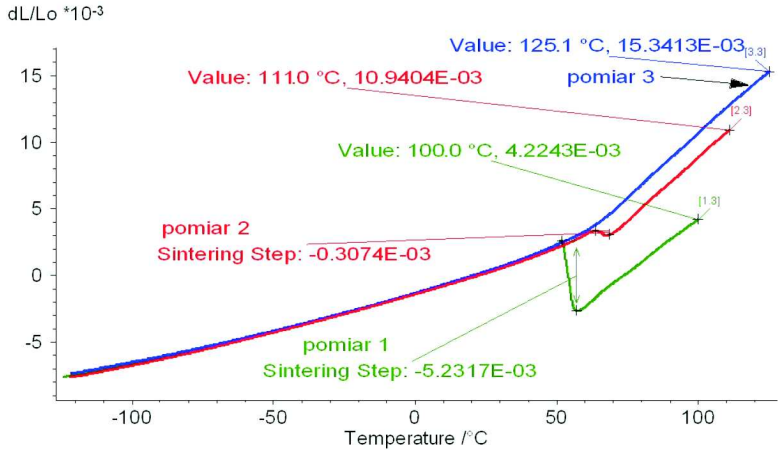
Porównanie zobrazowanych na rys. 6 charakterystyk temperaturowych ciepła właściwego dowodzi:

- występowania nieodwracalnych efektów starzenia termicznego, związanego najprawdopodobniej z resztkową polimeryzacją badanej żywicy – świadczy o tym brak powtarzalności pierwszego cyklu grzania obejmującego krytyczne wartości temperatury od ok. 35° do ponad 60°C;
- występowania przemiany szklistej o umownej temperaturze początkowej, tzw. Onsetu, wynoszącej ok. 55°C – świadczy o tym odwracalny skok wartości ciepłą właściwego pierwszego i następnych cykli chłodzenia oraz powtarzanych cykli grzania.

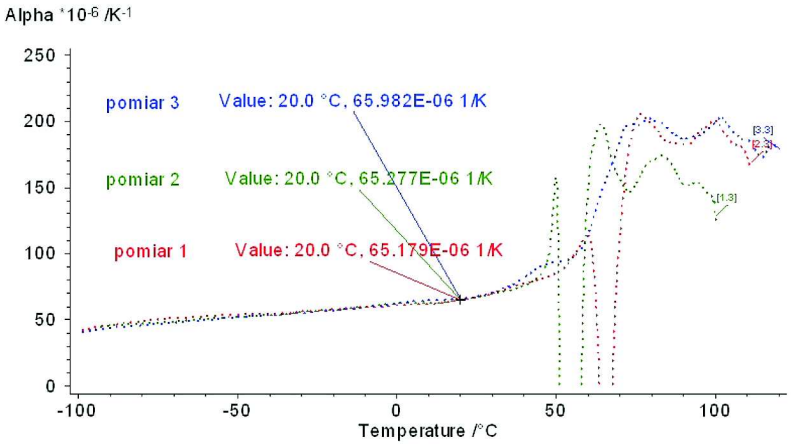
Jak z powyższego wynika, badania mikrokalorymetryczne wskazują na występowanie przemiany polegającej na mięknięciu materiału, czyli przejściu ze stanu wysokosprężystego w stan wysokoelastyczny powyżej temperatury Onsetu. Jeżeli chodzi o wartości ciepła właściwego, to również i w tym przypadku, tak jak w odniesieniu do rezultatów badań wagowych, można je uznać za typowe dla żywic epoksydowych (por. np. [6]). Podobnie rzecz się ma z zależnością temperaturową: ciepło właściwe wykazuje tendencje wzrostowe przy zwiększającej się temperaturze.

4.4. Badania dylatometryczne

Badania dylatometryczne przeprowadzono w trzech kolejno powtórzonych cyklach dla tej samej próbki pomiarowej, stopniowo zwiększając maksymalną temperaturę ekspozycji materiału. Zastosowano program z szybkością zmian temperatury $\pm 2\,\mathrm{K/min}$. Do opracowania wybrano tylko wyniki uzyskane przy wzroście temperatury. Rezultaty badań w postaci zależności wydłużenia względnego od temperatury $\varepsilon(t) = l(t)/l_0$ przedstawiono na rys. 7, natomiast rozszerzalność cieplną w funkcji temperatury zobrazowano na rys. 8.



Rys. 7. Wyniki pomiaru wydłużenia względnego (dL/Lo) uzyskane w trzech kolejnych badaniach próbki żywicy LG700 (na rysunku zaznaczono wartości kolejno osiąganej temperatury maksymalnej)



Rys. 8. Zależność rozszerzalności liniowej (Alpha) od temperatury dla trzech kolejnych badań żywicy LG700

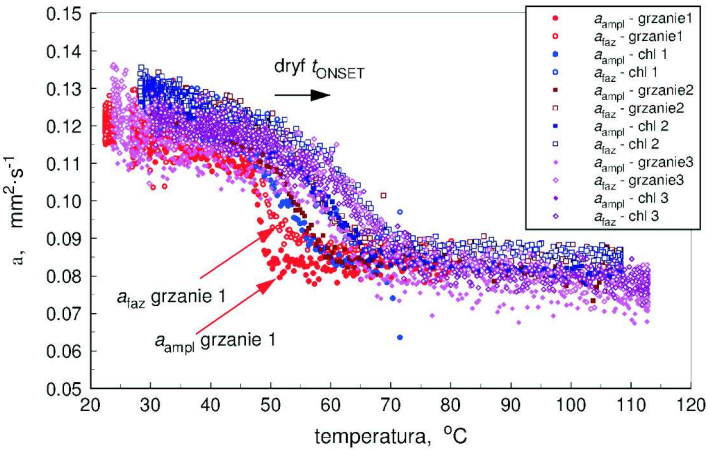
Analiza otrzymanych wyników stanowi dodatkowy przyczynek do sformułowania hipotezy o występowaniu efektów pamięci stanu termicznego i polimeryzacji resztkowej. Samo zjawisko dość gwałtownego spadku długości próbki po przekroczeniu ok. 48°C można tłumaczyć bądź to właśnie skurczem polimeryzacyjnym, bądź zagłębianiem pręta dylatometrycznego w materiale próbki, bądź też wyboczeniem. Po zakończeniu pomiarów na próbce nie stwierdzono jednak wyraźnego odcisku pręta (w badaniach zastosowano nacisk 20 cN, co jest wartością o połowę mniejszą od zalecanej), natomiast stwierdzone zostało nieznaczne wyboczenie o wysokości łuku 0,24 mm. Właściwości dylatacyjne próbki ustabilizowały się dopiero po pomiarze 2, w którym próbka osiągnęła temperaturę 111°C. Być może nie sama temperatura poprzedniego procesu odgrywa w tym przypadku decydująca rolę, ile czas przebywania preparatu w danym stanie

cieplnym, na co wskazywałyby dane karty technologicznej [16]. Ustabilizowane właściwości rozszerzalnościowe stanowią modelowy przykład efektów przemiany szklistej – mięknięcia żywicy po przekroczeniu umownej granicznej temperatury wynoszącej 58,4°C (t_{ONSET} wyznaczona na podstawie charakterystyki wydłużenia względnego dla przedziału wartości granicznych od 0°C do 100°C – por. [14]). Przekroczeniu temperatury granicznej towarzyszy ponad trzykrotny wzrost rozszerzalności cieplnej linowej (rys. 8), co jest zjawiskiem typowym. Zmiany rozszerzalności cieplnej są skorelowane ze zmianami ciepła właściwego (por. rys. 6), tak jak można byłoby to przewidzieć teoretycznie (por. np. [11]). W ocenie ilościowej uzyskane wyniki można uznać za typowe dla żywic epoksydowych, które charakteryzują się stosunkowo dużą wartością tego parametru nawet w stanie wysokosprężystym (por. [8]).

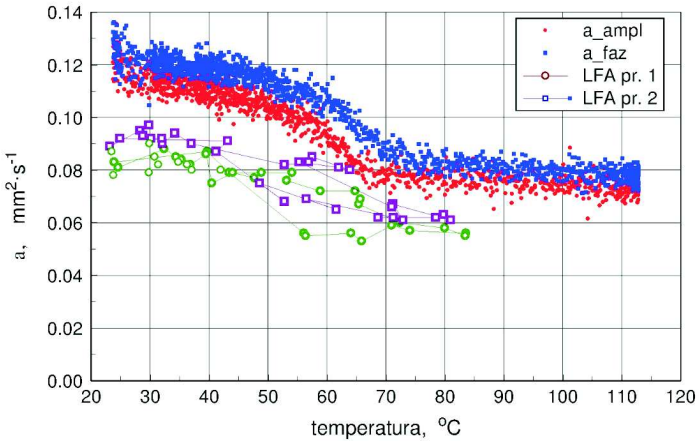
4.5. Badania dyfuzyjności cieplnej – współczynnika wyrównywania temperatury

Badania zależności temperaturowej dyfuzyjności cieplnej wykonano dwoma metodami: metodą wymuszeń okresowych (metodą Ångströma [2], [9]) oraz metodą chwilowego powierzchniowego źródła ciepła z zastosowaniem stanowiska LFA 457 [5]. Ze względu na stosunkowo wąski przedział temperatury badań przy opracowywaniu wyników nie uwzględniono poprawki rozszerzalnościowej (por. [11]). W pomiarach metodą Ångströma szybkość zmian temperatury nie przekraczała 1 K/min. Jako wymuszenie zastosowano oscylacje o amplitudzie poniżej 0,5°C i okresie 20 s w pomiarach 1 i 2 oraz 10 s w pomiarze 3. Dzięki temu udało się uzyskać dużą rozdzielczość temperaturową. Duża rozdzielczość oznacza znacznie dokładniejsze odzwierciedlenie efektów przemiany fazowej, z uwzględnieniem również zjawisk zmian właściwości spowodowanych starzeniem termicznym. Jak pokazano na rys. 9, przemianie szklistej żywicy towarzyszy spadek dyfuzyjności cieplnej. Zmniejszenie wartości dyfuzyjności cieplnej jest w dużej mierze proporcjonalne do wzrostu ciepła właściwego (por. rys. 6), co nie stanowi zaskoczenia w świetle relacji (3.1). Podobnie jak w przypadku ciepła właściwego, w kolejnych pomiarach zaobserwowano przesuwanie się granicznej temperatury przemiany w stronę wyższych wartości. Ostatecznie za reprezentatywną dla badanego materiału przyjęto charakterystyki dyfuzyjności cieplnej z pomiaru 3 (rys. 10).

Analizując wyniki wysokorozdzielczego temperaturowo pomiaru dyfuzyjności cieplnej, warto zwrócić uwagę na wzrost różnicy pomiędzy wartościami amplitudowymi i fazowymi dyfuzyjności cieplnej w obszarze samej przemiany fazowej. Efekt ten jest szczególnie wyraźnie widoczny przy pierwszym grzaniu (rys. 9) i można go powiązać z przemianami zachodzącymi w próbce. W związku z powyższym wartości dyfuzyjności cieplnej z tego zakresu temperaturowego należy traktować jako wartości efektywne.



Rys. 9. Zmiany dyfuzyjności cieplnej w poszczególnych sekwencjach pomiarów wykonywanych metodą wymuszenia okresowego (dane bez poprawki rozszerzalnościowej)



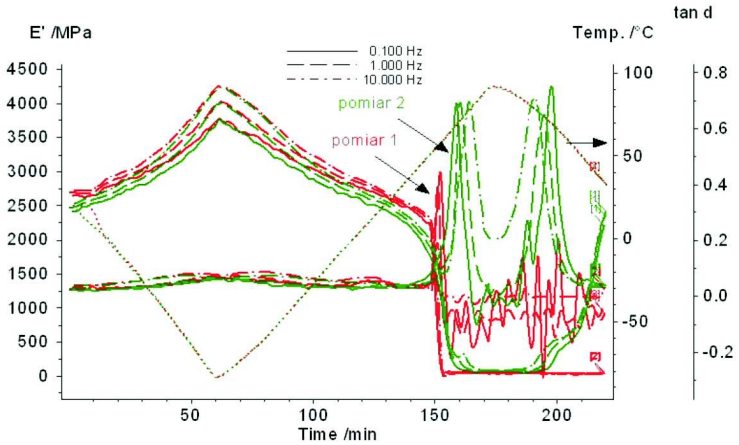
Rys. 10. Wyniki pomiaru dyfuzyjności cieplnej metodą chwilowego powierzchniowego źródła ciepła (LFA) i metodą wymuszenia okresowego w pomiarze 3 (dane bez poprawki rozszerzalnościowej)

Wartości dyfuzyjności cieplnej uzyskane metodą chwilowego powierzchniowego źródła ciepła (rys. 10) wykazują podobną jak w poprzednim przypadku tendencję spadkową. Niestety, uzyskanie rozdzielczości termicznej pomiarów oscylacyjnych nie jest łatwe. W dodatku rezultaty tych badań obarczone są większym błędem pomiarowym. Wydaje się, że duży udział w niedokładności ma błąd systematyczny zaniżenia mierzonych wartości dyfuzyjności cieplnej.

W ocenie ilościowej, podobnie jak w przypadku pozostałych właściwości termofizycznych, uzyskane wartości można uznać za typowe dla żywic epoksydowych (por. [8]).

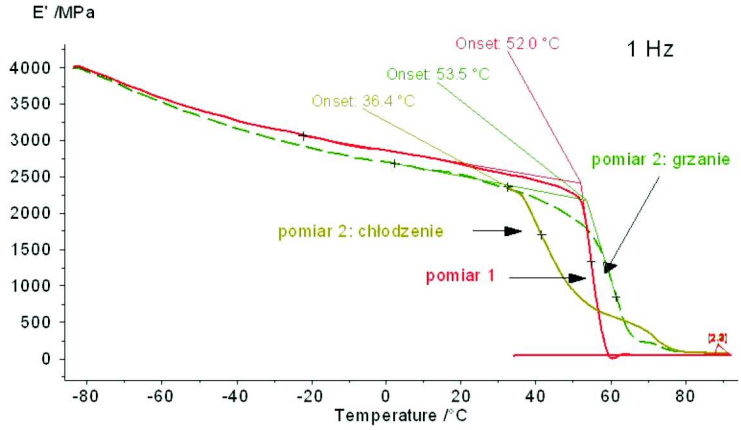
4.6. Badania dynamicznej analizy cieplno-mechanicznej – DMA

Badania DMA wstępnie planowano przeprowadzić w zakresie temperatury od −80°C do 120°C. Ze względu jednak na skrajnie duże zmiany właściwości sprężystych badanej żywicy przy przekraczaniu temperatury przemiany szklistej za wiarygodne ilościowo można uznać jedynie wyniki pomiaru właściwości lepkosprężystych w stanie wysokosprężystym. W pomiarach stosowano wymuszenie oscylacyjne o częstotliwości ach 0,1 Hz, 1 Hz i 10 Hz. Wybrane, reprezentatywne wyniki badań przedstawiono na rys. 11, 12 i 13.

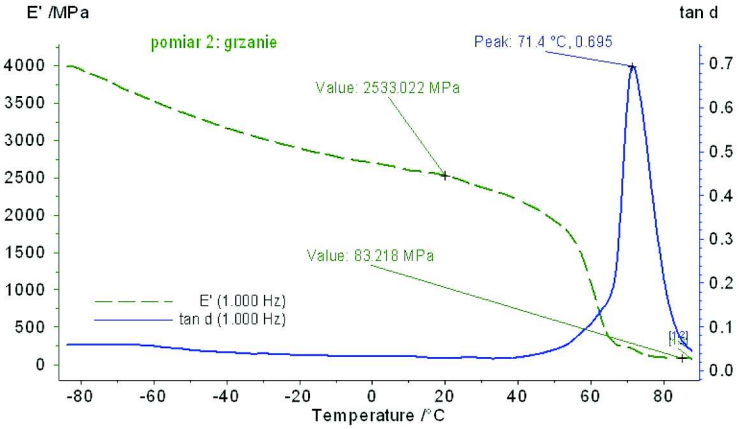


Rys. 11. Wyniki badań DMA żywicy epoksydowej LG700: zmiany modułu sprężystości (zachowawczego) E', parametru $\operatorname{tg}\delta$ oraz temperatury w czasie dla różnych częstotliwości wymuszenia

Analiza zobrazowanych na wykresach przebiegów potwierdza poprzednio sformułowane wnioski dotyczące typu obserwowanej w okolicy 60°C przemiany szklistej. Przemiana skutkuje drastycznym zmniejszeniem sprężystości. W obszarze przemiany można zaobserwować wzrost war-



Rys. 12. Porównanie charakterystyk modułu sprężystości badanej żywicy dla częstotliwości wymuszenia 1 Hz w pomiarze 1 i 2 z zaznaczeniem wartości temperatury charkterystycznej Onset



Rys. 13. Moduł sprężystości E' i parametr $\operatorname{tg}\delta$ w fukcji temperatury z zaznaczeniem charakterystycznych wartości (pomiar 2, częstotliwość wymuszenia 1 Hz)

tości parametru $\operatorname{tg}\delta$. Wartości t_{ONSET} można uznać za zgodne z wartościami wyznaczonymi w poprzednio omawianych badaniach. Dość charakterystyczne dla badanego materiału są również zmiany modułu sprężystości w stanie wysokosprężystym: zmianie temperatury od $-80°$C do 40°C towarzyszy dwukrotny spadek parametru E'. Wartość E' przy temperaturze pokojowej można uznać za typową dla wysokosprężystych tworzyw wielkocząsteczkowych.

Uzyskane wyniki pomiarów DMA są szczególnie ważne z punktu widzenia projektowania konstrukcji lotniczych. W niniejszym przypadku badania termomechaniczne:

- potwierdziły występowania przemiany szklistej przy temperaturze około 60°C,
- wykazały drastyczne zmniejszenie sztywności badanego materiału po przekroczeniu charakterystycznej temperatury przemiany,
- potwierdziły efekty podwyższenia odporności termicznej w stosunku do stanu początkowego po kolejnych procesach wygrzewania materiału,
- ale wykazały również, że temperatura charakterystyczna przemiany stabilizuje się na poziomie ww. 60°C.

Ostatnie spostrzeżenie wydaje się być sprzeczne z deklarowaną przez producenta żywicy wysoką odpornością cieplną badanego materiału (por. [16]).

4.7. Przewodność cieplna

Orientacyjna wartość przewodności cieplnej badanej żywicy LG700 w temperaturze pokojowej wynosi:

$$\lambda(20^{\circ}\mathrm{C}) = 1150 \cdot 0{,}12 \cdot 10^{-6} \cdot 1300 \,\frac{\mathrm{W}}{\mathrm{m} \cdot \mathrm{K}} \cong 0{,}179 \,\frac{\mathrm{W}}{\mathrm{m} \cdot \mathrm{K}} \tag{4.2}$$

Pod względem ilościowym wartość tę można uznać za typową dla badanego materiału – żywicy epoksydowej (por. np. [6]). Uzyskany wynik obliczeń jest istotny z punktu widzenia określenia właściwości struktur kompozytowych wytwarzanych z zastosowaniem żywicy LG700 jako materiału osnowy. Większość materiałów stanowiących wypełnienie kompozytów lotniczych charakteryzuje się bowiem większą, a nawet dużo większą przewodnością cieplną.

5. Podsumowanie

Konieczność opracowania metodyki i wykonania kompleksowych badań właściwości cieplnofizycznych żywicy epoksydowej LG700 wynikła z potrzeby dostarczenia danych technologicznych, eksploatacyjnych i diagnostycznych. Z punktu widzenia właściwości struktur kompozytowych szczególnego znaczenia nabierają przede wszystkim ograniczenia eksploatacyjne zastosowań wyżej wymienionego materiału, stanowiącego osnowę kompozytów lotniczych. Uzyskane wyniki stanowią zatem podstawę opisu właściwości badanego materiału i umożliwiają określenie ograniczeń technologii produkcji elementów konstrukcji lotniczych oraz późniejszego ich użytkowania związanych z oddziaływaniami termicznymi i mechanicznymi.

Podsumowując pracę, warto również zwrócić uwagę na komplementarność opisu badanego materiału przy wykorzystaniu pełnego zespołu charakterystyk – zależności temperaturowych poszczególnych właściwości. Potrzeba wykonywania takich badań nie podlega dyskusji, szczególnie w przypadku wykazania zmian właściwości przy powtarzanych wymuszeniach cieplnych.

Odnosząc się do szczegółów, niezbędne jest podkreślenie, że w badaniach stwierdzono stosunkowo niską wartość temperatury przemiany szklistej, powyżej której materiał staje się wysokoelestyczny. W zakresie wniosków ogólnych wskazać należy uniwersalny charakter metodyki badań opracowanej w wyniku realizacji pracy. Przetestowane procedury pomiarowe będą wykorzystane w badaniach lotniczych struktur kompozytowych.

Praca została wykonana z wykorzystaniem aparatury zakupionej w ramach grantu inwestycyjnego nr 558/FNiTP/691/2010.

Bibliografia

1. Ångström A.J., 1861, Neue Methode, das Warmeleitungsvermogen der Korper zu Bestimmen, *Annalen der Physic und Chemie*, **114**, 513-530
2. Belling J.M., Unsworth J., 1987, Modified Ångström's method for measurement of thermal diffusivity of materials with low conductivity, *Review of Scientific Instruments*, **58**, 6, 997-1002
3. Blumm J., Lindemann A., Meyer M., Strasser C., 2010, Characterization of PTFE using advanced thermal analysis techniques, *International Journal of Thermophysics*, **31**, 1919-1927
4. Menard K.P., 1999, *Dynamical Mechanical Analysis. A Practical Introduction*, CRC Press, Boca Raton
5. Min S., Blumm J., Lindemann A., 2007, A new laser flash system for measurement of the thermophysical properties, *Thermochimica Acta*, **455**, 46-49

6. Maglić K.D., Cezairliyan A., Peletsky V.E. (Eds.), 1984, *Compendium of Thermophysical Property Measurement Methods. Volume 1: Survey of Measurement Techniques*, Plenum Press, New York

7. Maglić K.D., Cezairliyan A., Peletsky V.E. (Eds.), 1992, *Compendium of Thermophysical Property Measurement Methods. Volume 2: Recommended measurement Techniques and Practices*, Plenum Press, ISBN 0-306-43854-2, New York

8. Panas A.J., Mazur T., 2003, Badania właściwości cieplnych materiałów klejowych stosowanych do napraw sprzętu lotniczego, *Biuletyn WAT*, **LII**, 10, 99-118

9. Panas A.J., Nowakowski M, Jakielaszek Z., Tkaczyk P., 2011, Badania dyfuzyjności cieplnej past termoprzewodzących metodą wymuszenia okresowego, *Modelowanie Inżynierskie*, **41**, 315-322

10. Panas A.J., Nowakowski M., 2009, Numerical validation of the scanning mode procedure of thermal diffusivity investigation applying temperature oscillation, *Proceedings of Thermophysics 2009*, 252-259, ISBN 978-80-214-3986-3, Valtice, 29th-30th October

11. Panas A.J., 2010, Comparative-complementary investigations of thermophysical properties – high thermal resolution procedures in practice, *Proceedings of Thermophysics 2010*, 218-235, ISBN 978-80-214-4166-8, Valtice, 3nd-5th November

12. Panas A.J., Białecki M., Dudziński A., Krupińska A., Foltyńska A., Mordzonek M., 2014, Badania właściwości cieplno fizycznych materiału dielektrycznego stosowanego do uszczelniania zasobników lotniczych, [W:] *Mechanika w Lotnictwie, ML-XVI 2014*, K. Sibilski (Red.), ZG PTMTS, Warszawa, t. II, 275-294

13. Parker J.W., Jenkins R.J., Butler C.P., Abbott G.L., 1961, Flash Method of determining thermal diffusivity, heat capacity, and thermal conductivity, *Journal of Applied Physics*, **9**, 1679-1684

14. Wendlandt W.W., 1986, *Thermal Analysis*, 3rd ed., John Willey & Sons, New York

15. Wiśniewski S., Wiśniewski T., 2000, *Wymiana ciepła*, WNT, Warszawa

16. www.grm-systems.cz, Laminate Resin LG700 Technical Data Sheet (dane ze stycznia 2016 r.)

Investigation of temperature dependence on thermophysical and thermomechanical properties of the aircraft composite matrix

Procedures and results of complex thermal analyses and thermophysical property (TP) studies performed for a chemically hardened epoxy resin are presented. The investigated resin is an example of a typical matrix material of a carbon-epoxy composite applied in the aviation technology. The performed investigations were: weighting measurements, thermogravimetric (TG), microcalorimetric (differential scaning calorimetry – DSC), dilatometric, dynamic thermomechniacal analyses (DMA) and thermal diffusivity measurements. Prior to main measurements, a study of metrological conditioning was carried out and the investigation procedures were elaborated. Both commercially available instruments and dedicated individual test stands were applied for performing the experiments. The temperature ranges of every single studies covered a common temperature interval from −30°C to around 110°C. The investigations resulted in the determination of effective TP study procedures and in the determination of complex thermal characteristics of LG700 epoxy resin hardened with HG737 hardener. The effects of thermal cycling were revealed and were characterized as well.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVII 2016

ZASTOSOWANIE TECHNIK MIKROFALOWYCH DO OBSERWACJI POWIERZCHNI ZIEMI (Projekt NCBiR nr PBS1/A9/15/2012)

Andrzej J. Panas, Maj Mordzonek, Mirosław Nowakowski
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa
e-mail: andrzej.panas@itwl.pl; maj.mordzonek@itwl.pl; miroslaw.nowakowski@itwl.pl
Piotr Samczyński, Krzysztof Kulpa, Maciej Wielgo
Politechnika Warszawska, Instytut Systemow Elektronicznych
e-mail: psamczyn@elka.pw.edu.pl; kulpa@elka.edu.pl; mwielgo@elka.edu.pl

Celem projektu było potwierdzenie możliwości opracowania i zbudowania oraz montażu na niedużym bezpilotowym statku powietrznym (BSP) o udźwigu 2-10 kg demonstratora technologii mikroradaru z syntetyczną aperturą (uSAR) o akceptowalnych parametrach zobrazowania radarowego do praktycznego wykorzystania. Opracowano demonstrator technologii radarowej wykorzystujący modulację FMCW na częstotliwości 35 GHz z pasmem przestrajania 1 GHz, dla którego w trakcie prób w locie uzyskano rozróżnialności rzędu 15 cm, zarówno w azymucie jak i odległości, i co należy podkreślić – bez stabilizacji systemu antenowego. Potwierdzono możliwość uzyskania wysokorozdzielczych zobrazowań SAR przy zastosowaniu układu nawigacji inercyjnej z GPS o niskiej dokładności. Wyniki uzyskane w projekcie należy uznać za pozytywne i będące dobrą bazą do dalszych prac nad radarem SAR dla niewielkich BSP.
Praca wykonana ze środków NCBiR, projekt NCBIR nr PBS1/A9/15/20.

1. Wprowadzenie

Głównym zadaniem projektu było potwierdzenie możliwości wykonania i wykorzystania mikroradaru z syntetyczną aperturą (uSAR) do montażu na niedużym bezpilotowym statku powietrznym (BSP) oraz sprawdzenie, które technologie mikrofalowe i przetwarzania sygnałów mogą być przydatne do jego realizacji [1], [2], [3].

Techniki uzyskiwania zobrazowania terenu wykorzystujące zakres widzialny, podczerwień oraz technologię laserową (LIDAR) są wrażliwe na warunki atmosferyczne. Wady tej pozbawiony jest radar wykorzystujący technikę syntetycznej apertury ze względu na zasadę działania i właściwości wykorzystywanych przez niego fal elektromagnetycznych.

W wyniku przeprowadzonych interdyscyplinarnych badań oceniano przydatność współczesnych technologii mikrofalowych, przetwarzania sygnałów, sterowania i nawigacji dla potrzeb miniaturowych bezpilotowych statków powietrznych. Jednym z podstawowych założeń badawczych było maksymalne sprawdzenie przydatności elementów COTS (ang. *Commercial Off-The-Shelf*) dla realizacji celu praktycznego, jakim jest opracowanie mikroradaru SAR (uSAR) [1].

W wyniku przeprowadzonych badań poddano ocenie praktyczną przydatność wykorzystania mikrofal do zobrazowania różnych rodzajów powierzchni Ziemi z wykorzystaniem niewielkiego statku powietrznego. Ze względu na fakt, że lot niewielkiego statku powietrznego jest wrażliwy na działanie wiatru, przeprowadzono badania, które miały odpowiedzieć na pytanie, czy w praktyce możliwe jest skompensowanie tego oddziaływania tak, aby możliwe było uzyskanie stabilnego i dobrej jakości zobrazowania radarowego. Tak więc prace badawcze były prowadzone w dwóch obszarach. Pierwszy obszar to technika sensora radiolokacyjnego wykorzystującego

technikę syntetycznej apertury. Drugim, równie ważnym obszarem, były badania tego sensora w locie, mające odpowiedzieć na pytanie, czy małe statki powietrzne mogą być wykorzystane jako nośnik dla mikroradaru z syntetyczną aperturą. Dla uzyskania zobrazowania o wysokiej rozdzielczości przy użyciu tej techniki bardzo istotne jest uzyskanie możliwie spokojnego lotu statku powietrznego oraz zapewnienie dodatkowego skompensowania wpływu niestabilności jego lotu w samym sensorze radiolokacyjnym odpowiednimi algorytmami przetwarzania sygnałów. Jak widać, istnieje w tym względzie sprzeczność, ponieważ im mniejszy statek powietrzny, tym jego lot jest bardziej podatny na zakłócenie, a jednocześnie potrzeba większych mocy obliczeniowych komputerów przetwarzania radaru SAR, co niestety wiąże się ze wzrostem masy aparatury radarowej, a w szczególności jego części obliczeniowej, co stoi w sprzeczności z oczekiwaniem niewielkiej masy całego statku powietrznego. Tak więc konieczne było sprawdzenie różnych technologii mikrofalowych, przetwarzania sygnałów oraz dotyczących bezpośrednio techniki lotniczej ze względu na konieczność spełnienia wysokich wymagań technicznych. Badania te wymagały zarówno symulacji komputerowych, prób w laboratorium oraz, co najważniejsze, wielokrotnych prób w locie celem weryfikacji przyjętych założeń.

Celem tego artykułu nie jest szczegółowe opisywanie, jak zbudowano demonstrator radaru SAR. Na potrzeby tego artykułu podane zostaną niezbędne podstawowe dane, konieczne dla ocen uzyskanych wyników badań. Demonstrator radaru jest radarem pracującym w paśmie Ka (35 GHz) z modulacją FMCW z mocą wyjściową nadajnika rzędu pojedynczych watów. Jego zasięg to kilka do kilkunastu kilometrów, co było zupełnie wystarczające dla prac badawczych mających na celu potwierdzenie możliwości wykonania i pracy małego radaru SAR na niewielkim BSP. Z tego powodu masa samego demonstratora radaru nie przekraczała 8 kg. Antena nadawcza i odbiorcza miały wiązkę o szerokości 3 stopni w azymucie oraz 16 stopni w elewacji.

Istotnym parametrem zespołu nadawczo-odbiorczego jest też pasmo pracy, które wynosi 1000 MHz.

Część nadawcza przedstawionego demonstratora radaru została specjalnie zaprojektowana dla tego radaru i składa się z układu syntezy sygnałów DDS (ang. *Direct Digital Synthesizer*). Pasmo i częstotliwość pracy sygnału jest zwielokrotniana razy N, następnie sygnał nadawany jest odsprzęgany jako referencja do dwóch kanałów odbiorczych oraz wzmacniany przez wzmacniacz mocy HPA (ang. *High Power Amplifier*).

Echa sygnałów odbierane są poprzez dwa kanały odbiorcze wzmacniane przez wzmacniacze niskoszumne LNA (ang. *Low Noise Amplifier*), wymnażane z sygnałem nadawanym, poddawane filtracji i przekazywane na przetwornik A/C, znajdujący się w bloku wstępnej obróbki sygnałów.

Blok „Wstępne przetwarzanie sygnałów" wykorzystuje dostępne na rynku komercyjnym elementy COTS. Jako przetworniki A/C wytypowano płytkę FMC150 firmy 4DSP. Jako układy FPGA wytypowano płytki ewaluacyjne *Avnet Kintex-7 FPGA DSP Kit with High-Speed Analog* oraz *Inrevium Zynq-7000 All Programmable SoC Extension Microcontroller Card*. Jako komputer sprzęgający użyto komputer przemysłowy Jetway NF36-2800 pozwalający z jednej strony na połączenie interfejsem Ethernet do układu FPGA, z drugiej strony do bloku transmisji danych, w który dodatkowo został wyposażony system uSAR. Wstępnie przetworzone dane radarowe mogą być zapisane na pokładzie samolotu bądź przesłane łączem szerokopasmowym na ziemię w celu przetworzenia w komputerze przetwarzania końcowego. Ostatecznie wybrano ze względu na koszty i fakt, że do samego procesu przetwarzania łącze nie jest niezbędne, wariant pierwszy, czyli rejestrację na pokładzie samolotu badawczego [4]-[7].

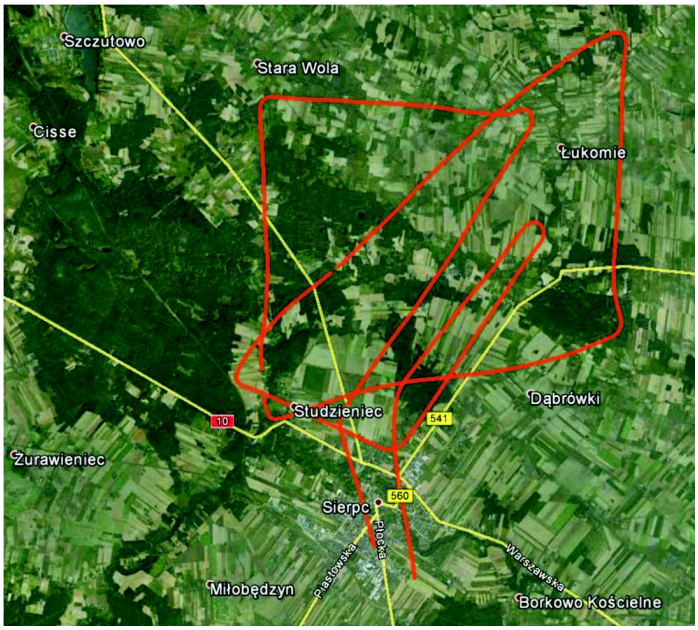
2. Symulacje i naziemne próby laboratoryjne

Ważnym elementem w ramach prac nad radarem z syntetyczną aperturą są prace modelowe i symulacyjne z wykorzystaniem wygenerowanych sztucznie obiektów i scen dla sprawdzenia

poprawności działania algorytmów przetwarzania SAR przed wykonaniem lotów na samolocie badawczym, ze względu na koszty i czasochłonność badań w locie.

Oprócz sztucznie wygenerowanej radarowej wizji pierwotnej dla uzyskania w pełni wartościowej symulacji ważne są też dane opisujące dany lot samolotu. W tym celu rejestruje się parametry lotu samolotu badawczego, w tym w szczególności nawigacyjne. Na podstawie zarejestrowanych danych nawigacyjnych zostaje odtworzona trasa lotu samolotu wraz z zachowanymi zaburzeniami charakterystycznymi dla tak przemieszczającego się samolotu. Zarejestrowana trajektoria jest importowana do symulatora sygnałów SAR.

Loty rejestrujące parametry lotu przeprowadzone zostały nad terenem powiatu sierpeckiego. Uzyskane trasy lotów przedstawiono na rys. 1. Dla potrzeb rejestracji na samolocie zamontowano trzyosiowy akcelerometr, trzyosiowy żyroskop, czujnik pola magnetycznego Ziemi oraz odbiornik GPS. Na podstawie zarejestrowanych danych nawigacyjnych została odtworzona trajektoria samolotu wraz z zachowanymi zaburzeniami charakterystycznymi dla lotu samolotu. Tak zarejestrowana trajektoria została zaimportowana do symulatora sygnałów SAR.



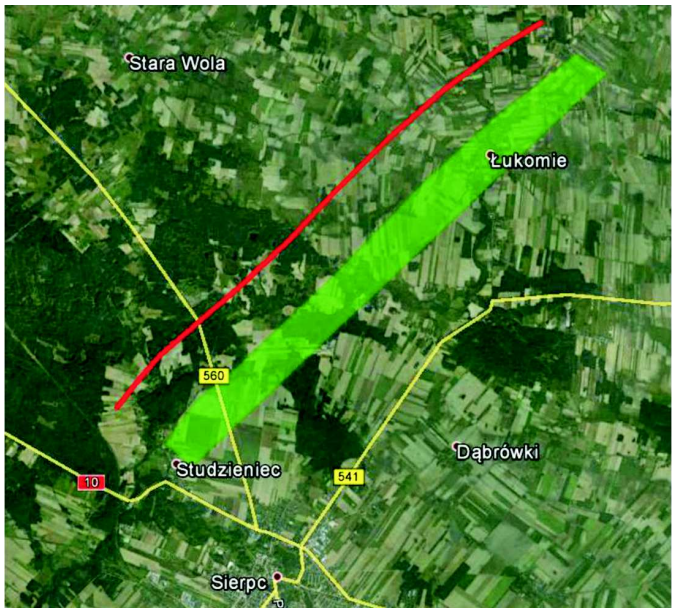
Rys. 1. Zarejestrowana trajektoria lotów nad terenem powiatu sierpeckiego

Z jednego z przelotów (rys. 2) wyselekcjonowany został fragment danych, kiedy samolot poruszał się po linii prostej. Te dane wykorzystane zostały dalej do testowania algorytmów SAR w trybie pracy strip-map (antena nieruchoma i skierowana prostopadle do kierunku lotu).

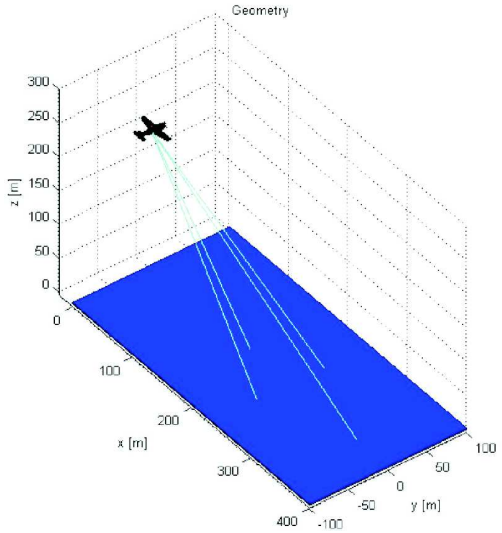
Opracowane w środowisku Matlab algorytmy przetwarzania SAR zostały następnie przetestowane dla wygenerowanych sztucznie prostych scen radarowych zawierających jako obiekty naziemne pojedyncze punkty odbijające. W symulacji stworzona została geometria radaru SAR pracującego w trybie strip-map (rys. 3).

Na rys. 4 przedstawiono przykładowy wynik symulacji odbieranych surowych sygnałów SAR (przed przetworzeniem opracowanymi algorytmami) dla symulowanej sceny składającej się pojedynczych obiektów odbijających ułożonych w siatkę punktów, a na rys. 5 uzyskany wynik obrazu SAR dla analizowanej sceny.

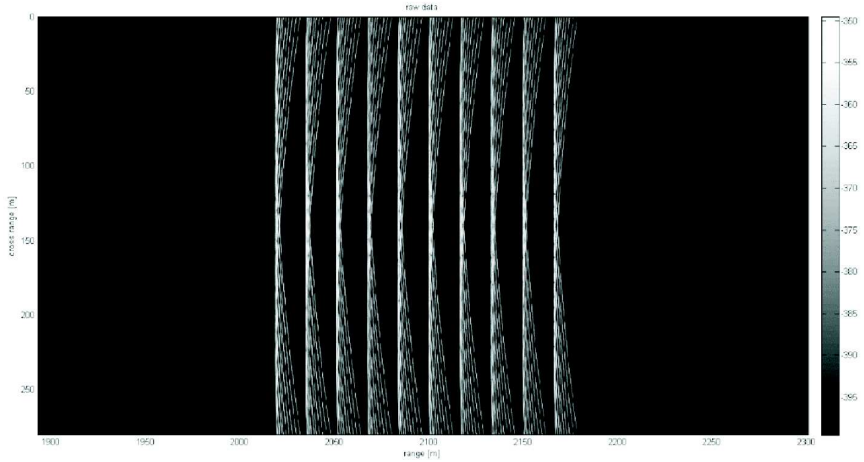
W ramach kolejnych testów algorytmów SAR przeprowadzono symulacje dla bardziej skomplikowanych scen radarowych. W tym celu wykorzystano rzeczywisty numeryczny model elewacyjny terenu DTM (ang. *Digital Terrain Model*), który użyto do symulacji (rys. 6). Wykorzystany model terenu pochodził z internetowej bazy danych i zawierał model DTM skrzyżowania dróg znajdującego się w Massachusetts (USA) i ukształtowaniu terenu zbliżonego do powiatu



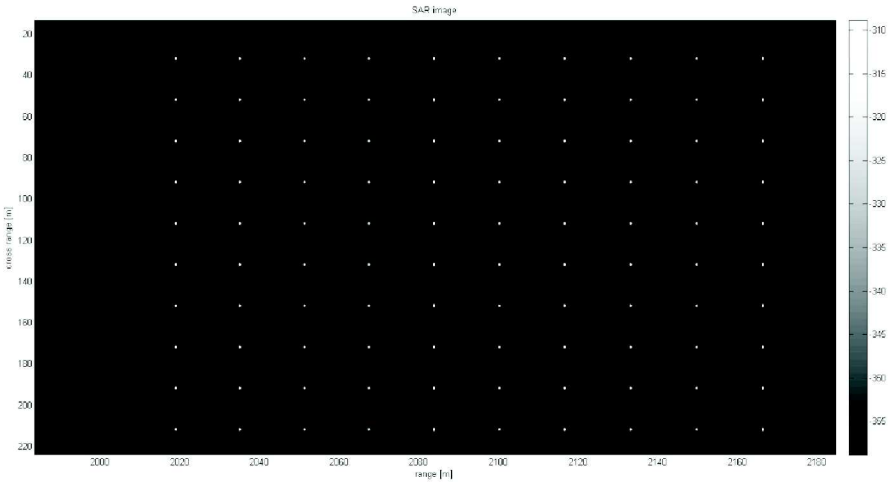
Rys. 2. Wizualizacja jednego z zarejestrowanych przelotów wyselekcjonowanych na potrzeby symulacji SAR2, przelot samolotu (czerwona linia) oraz pas ziemi oświetlany przez radar (kolor zielony)



Rys. 3. Wizualizacja geometrii wykorzystanej do symulacji sygnałów radarowych SAR

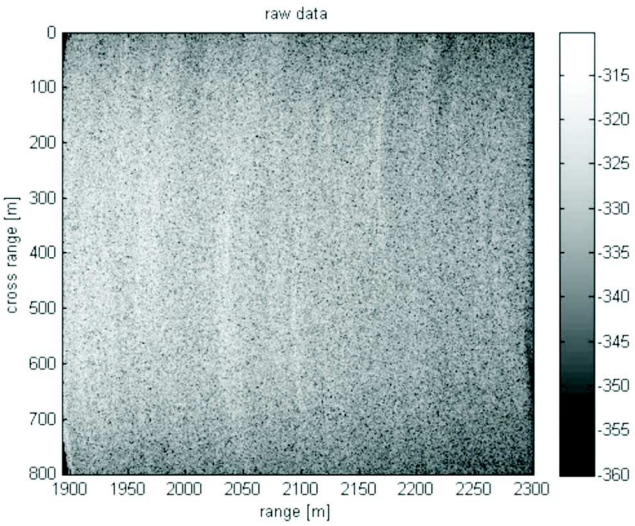


Rys. 4. Symulowane echo surowych danych radarowych



Rys. 5. Uzyskane zobrazowanie SAR dla symulowanego echa radarowego z rys. 4

sierpeckiego, gdzie przeprowadzono próby w locie.



Rys. 6. Symulowane echo surowych danych radarowych z wykorzystaniem modelu DTM (rys. 5)

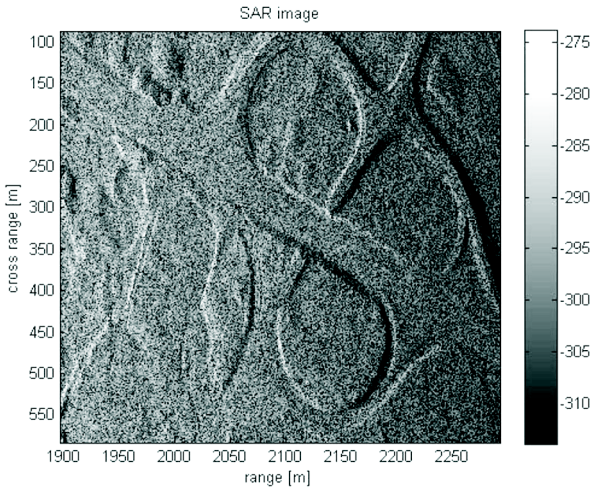
Prezentowane na rys. 4 i 7 przykładowe wyniki przetwarzania SAR potwierdziły zgodność opracowanych algorytmów SAR z postawionymi w projekcie SAR założeniami.

Do symulacji przedstawionych na rys. 3-7 wykorzystano dane nawigacyjne z platformy inercyjnej zarejestrowane podczas przeprowadzonych prób w locie nad terenem powiatu sierpeckiego (rys. 1).

Na rys. 8 przedstawiono przykładowe wyniki symulacji uzyskane dla jednego z zakładanych w projekcie trybów pracy radaru, tj. pasmo pracy 500 MHz, PRF=1 kHz.

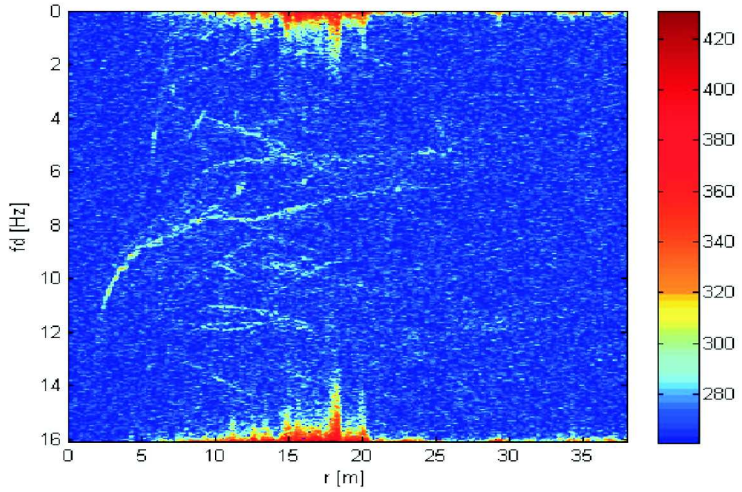
Ponadto w ramach testów przeprowadzono też naziemne testy laboratoryjne systemu. Do testów praktycznych wybrana została droga serwisowa drogi ekspresowej S8 znajdująca się w sąsiedztwie siedziby ITWL w Warszawie. Obiektami testowymi dla radaru były poruszające się po drodze ekspresowej S8 samochody.

Na rysunku 9 przedstawiono jeden z uzyskanych w trakcie testów wyników w postaci macierzy range-Doppler, na której widać historię zmiany prędkości w odległości wykrytych przez radar samochodów.



Rys. 7. Uzyskane zobrazowanie SAR dla symulowanego echa radarowego z rys. 6

Rys. 8. Zdjęcie systemu podczas naziemnych testów laboratoryjnych



Rys. 9. Macierz range-Doppler uzyskana w trakcie testów laboratoryjnych systemu

3. Próby w locie

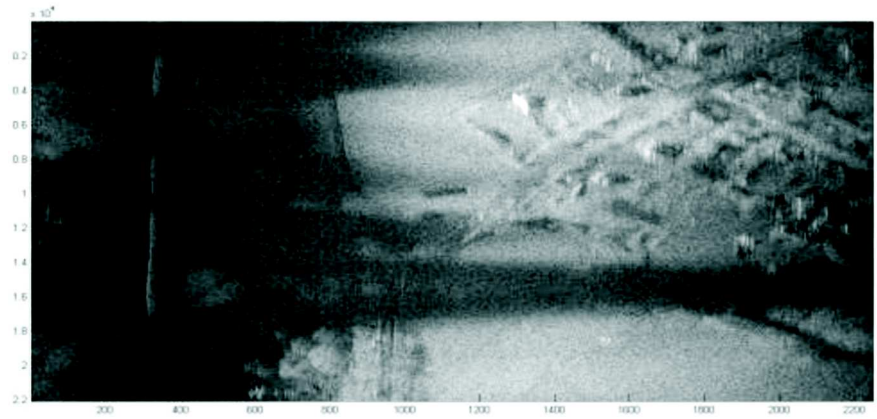
Celem prób w locie były testy demonstratora radaru, który zintegrowany został z zasobnikiem badawczym ZYGMUNT-M, podwieszanym pod samolotem badawczym (rys. 10). Spodziewanym efektem tych prób było uzyskanie rzeczywistych zobrazowań terenu uzyskanych z pomocą techniki syntetycznej apertury (SAR).

Rys. 10. Samolot PZL-104 Wilga wraz z instalacją radaru w podwieszanym zasobniku

3.1. Pierwsza część prób (tryb off-line) – wyniki uzyskane w okresie od 12.2014 r do 02.2015 r

Przedstawione wyniki (części 1) uzyskane zostały przez wykonawców w okresie 12.2014 r – 02.2015 r. w środowisku Matlab w trybie przetwarzania off-line. Cechują się one jeszcze „chorobami wieku dziecięcego", których pozbawione są wyniki przedstawione w opisie części 2.

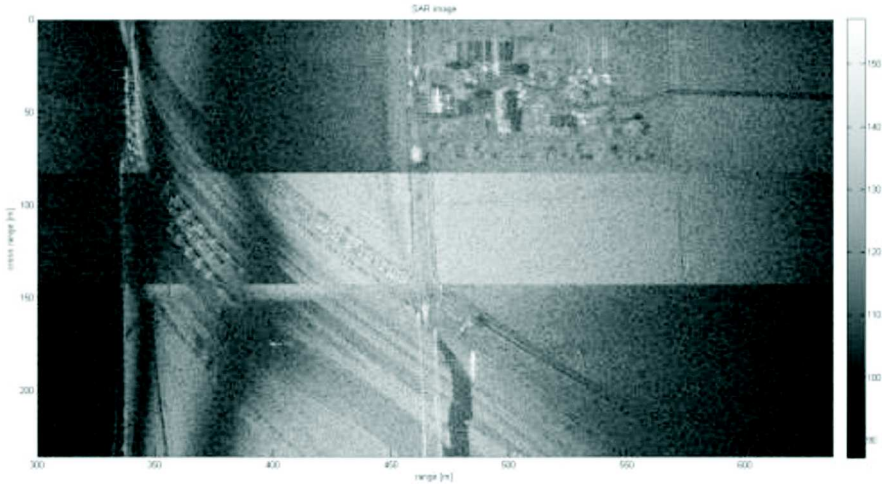
Na rysunkach 11-14 przedstawiono kilka pierwszych przykładowych zobrazowań SAR uzyskanych w ramach przeprowadzonych pierwszych prób w locie.



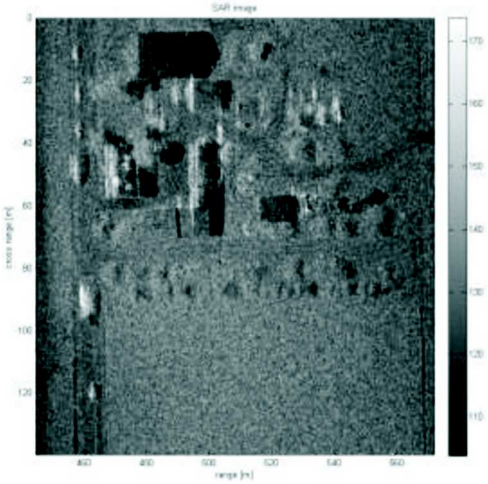
Rys. 11. Zobrazowanie niezogniskowany SAR – okolice miasta Płock

Na rys. 12 przedstawiono zobrazowanie uzyskane w trybie SAR zogniskowany. Na zobrazowaniu przedstawiono okolice miasta Płock wraz ze zobrazowaniem fragmentu mostu na rzece Wisła.

Na rys. 13 przedstawiono zobrazowanie uzyskane w trybie SAR zogniskowany. Zobrazowanie przedstawia zabudowania w okolicach miasta Płock wraz z zobrazowaniem samochodów osobowych i ciężarowych poruszających się na przyległej drodze krajowej.



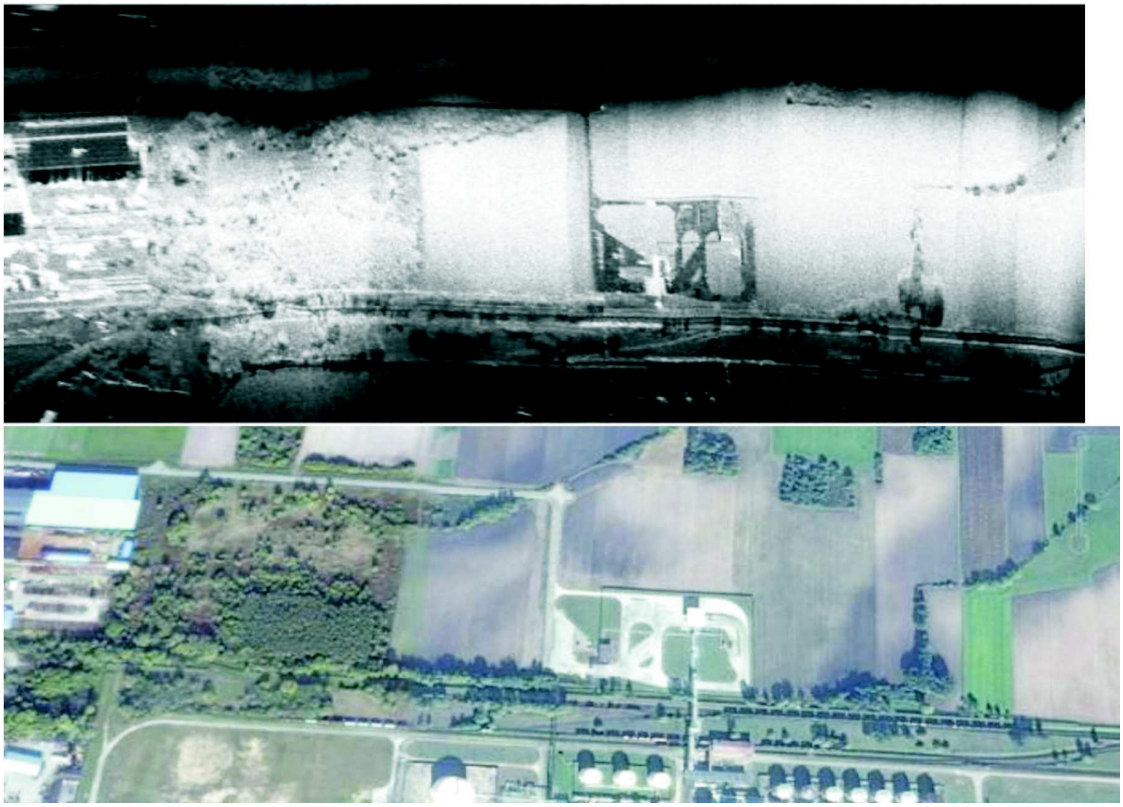
Rys. 12. Obraz zogniskowany SAR – most na rzece Wisle w okolicach Płocka



Rys. 13. Obraz zogniskowany SAR

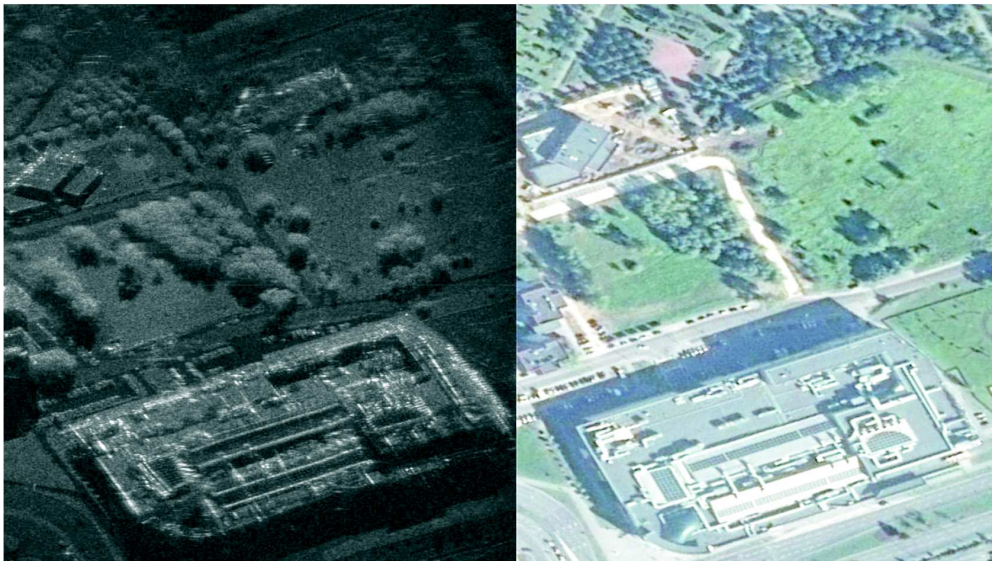
Rys. 14. Obraz zogniskowany SAR

Na rys. 14 przedstawiono zobrazowanie uzyskane w trybie SAR zogniskowany. Zobrazowanie przedstawia zabudowania ładowni Petrochemii Płock wraz z bocznicą kolejową – na zobrazowaniu widoczne są stojące na torach wagony kolejowe.



Rys. 15. Zobrazowanie: u góry – zogniskowany SAR, na dole – optyczne zdjęcie skanowane terenu

3.2. Druga część prób (tryb on-line) – wyniki uzyskane w okresie od 12.2014 r do 02.2015 r

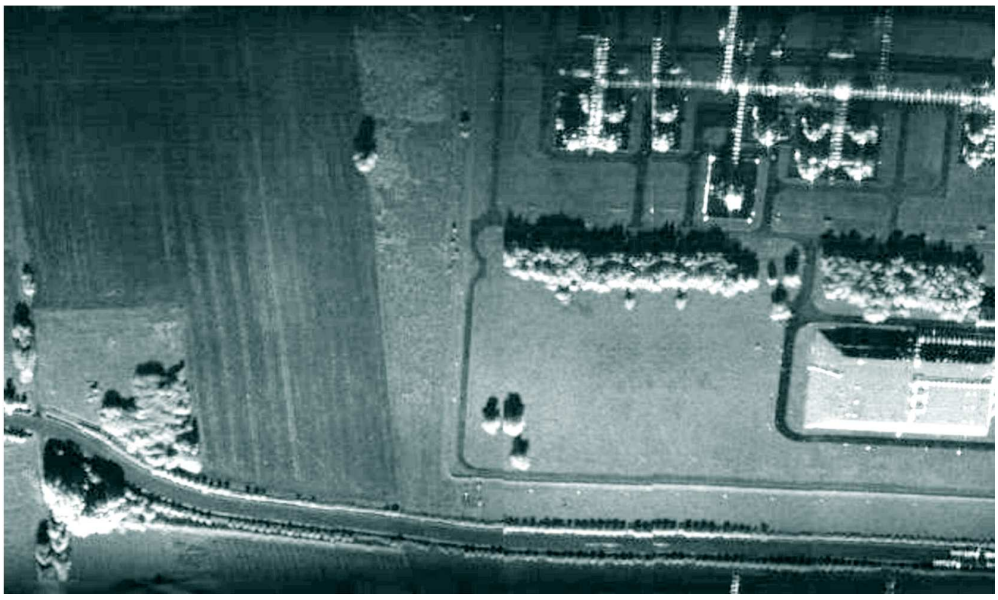


Rys. 16. Wynik zobrazowania SAR i optycznego – aglomeracja miejska

W drugiej części prób i badań osiągnięto zakładane parametry zobrazowań radarowych SAR. Otrzymane zobrazowania są stabilne i charakteryzują się dobrą rozróżnialnością wynoszącą ok. 15 cm zarówno w elewacji, jak i azymucie. W trakcie tych prób uzyskano też zdolność do przetwarzania w czasie rzeczywistym w trybie on-line, co jest warunkiem koniecznym do podjęcia prac wdrożeniowych [4]-[8].

Rys. 17. Wynik zobrazowania SAR i optycznego – tereny leśne i rolnicze

Rys. 18. Zobrazowanie optyczne uzyskane z kamery zamontowanej na pokładzie samolotu – konglomeracja Petrochemii Płock



Rys. 19. Wynik zobrazowania SAR dla terenu przedstawionego na rys. 16 – Petrochemia Płock

4. Podsumowanie

Celem projektu było potwierdzenie możliwości wykonania i wykorzystania mikroradaru z syntetyczną aperturą (uSAR) do montażu na niedużym bezpilotowym statku powietrznym (BSP) oraz sprawdzenie, które technologie mikrofalowe i przetwarzania sygnałów mogą być przydatne do jego realizacji.

Lot niewielkiego statku powietrznego jest wrażliwy na oddziaływanie wiatru, dlatego w trakcie prac badawczych opracowano i zbadano algorytmy kompensacji oddziaływania wiatru, uzyskując stabilne i dobrej jakości zobrazowania radarowe.

W wyniku przeprowadzonych interdyscyplinarnych badań stwierdzono możliwość wykorzystania współczesnych technologii – w tym COTS – z zakresu technik mikrofalowych, przetwarzania sygnałów, sterowania i nawigacji dla potrzeb miniaturowych bezpilotowych statków powietrznych.

Badania wymagały zarówno symulacji komputerowych, prób w laboratorium oraz – najważniejsze – wielokrotnych prób w locie, celem weryfikacji przyjętych założeń.

W wyniku przeprowadzonych prac opracowano, wykonano i zbadano demonstrator radaru SAR (uSAR). Charakteryzuje się on:

- niewielką masą wynoszącą około 8 kg; w tym zakresie istnieje możliwość zmniejszenia masy, ponieważ ze względu na koszty i czas realizacji nie było to głównym celem,
- niskim poborem mocy elektrycznej,
- dobrymi parametrami zobrazowania SAR (rozróżnialność w azymucie i elewacji 15 cm, równą teoretycznej, dużą odporność działania algorytmów na wpływ wiatru na lot BSP),
- prostotą i modularnością konstrukcji mechanicznej (daje to możliwość zabudowy na różnych BSP).
- otwartą architekturą sygnałową (umożliwia to dalsze prace nad opracowaniem rodziny radarów SAR dla krajowych BSP),
- zobrazowanie SAR uzyskiwane jest w trybie on-line.

Założone cele zostały więc osiągnięte i zbudowano demonstrator technologii radaru SAR, sprawdzając na nim możliwość wykonania radaru dla potrzeb zabudowy na małym BSP.

Uzyskane wyniki pozwalają stwierdzić, że w warunkach krajowych siłami polskich naukowców i przedsiębiorców możliwe jest zbudowanie i wdrożenie rodziny radarów SAR dla potrzeb krajowych bezzałogowych statków powietrznych (BSP).

Bibliografia

1. *Założenia techniczne demonstratora radarowego systemu zobrazowania powierzchni Ziemi za pomocą technik mikrofalowych*, Oprac. zb. ITWL 2012
2. *Analiza i opracowanie założeń technicznych demonstratora systemu radarowego do obserwacji powierzchni Ziemi z zastosowaniem technik mikrofalowych*, Oprac. zb. ITWL 2014
3. Mordzonek M., Nowakowski M., Bryl M., Krzonkalla J., Bęczkowski G., Panas A., Kulpa K., Samczyński P., Malanowski M., Gromek D., Gorzelańczyk A., 2014, Zastosowanie technik mikrofalowych do obserwacji powierzchni Ziemi, [W:] *Mechanika w Lotnictwie, ML-XVI 2014*, K. Sibilski (Red.), ZG PTMTS, Warszawa, ISBN 978-83-932107-3-2, str. 261-274
4. Samczynski P., Malanowski M., Gromek D., Gromek A., Kulpa K., Krzonkalla J., Mordzonek M., Nowakowski M., 2014, Effective SAR image creation using low cost INS/GPS, *Proc. of 15th International Radar Symposium (IRS)*, str. 1-4, doi: 10.1109/IRS.2014.6869243

5. Drozdowicz J., Samczynski P., Wielgo M., Gromek D., Klincewicz K., 2015, The use of FPGA evaluation board as data acquisition and pre-processing system for synthetic aperture radar, *16th International Radar Symposium (IRS)*, Drezno, Niemcy

6. Radecki K., Samczyński P., Kulpa K., Drozdowicz J., 2015, Implementation of a real-time unfocused SAR algorithm using different computing platforms, *Signal Processing Symposium (SPSympo)*, Dębe, Polska

7. Radecki K., Samczyński P., Kulpa K., Drozdowicz J., 2015, A real-time unfocused SAR processor based on a portable CUDA GPU, *European Radar Conference (EuRAD)*, Paryż, Francja

8. *Zastosowanie technik mikrofalowych do obserwacji powierzchni Ziemi*, Oprac. zb. ITWL 2015

Application microwave techniques for ground observation
(Project NCBiR no. PBS1/A9/15/2012)

The purpose of the project was confirmation of the possibility of developing, building and installation a microradar technology demonstrator with a synthetic aperture (uSAR) with acceptable parameters of radar imaging for practical use on a small unmanned aerial vehicle (UAV) with the lifting capacity of 2-10 kg. Then a demonstrator of radar technology was developed, which used FMCW modulation at a frequency of 35GHz with a tuning band 1GHz, for which during flight tests the obtained capability of distinguishing of approximately 15cm both in azimuth and distance was obtained – what should be underlined - without stabilization of the aerial system. Additionally, the possibility of obtaining high resolution SAR imaging with the use of an inertial navigation system with GPS with low accuracy was confirmed. The results of the project can be considered positive and they create a good basis for further work on the SAR radar for small UAVs. The examination was realized within NCBiR funds, project NCBIR no. PBS1/A9/15/20.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVII 2016

ANALIZA WYBRANYCH ASPEKTÓW DYNAMIKI LOTU SAMOLOTU PW-ZOOM PODCZAS MISJI FOTOGRAMETRYCZNYCH NA ANTARKTYCE

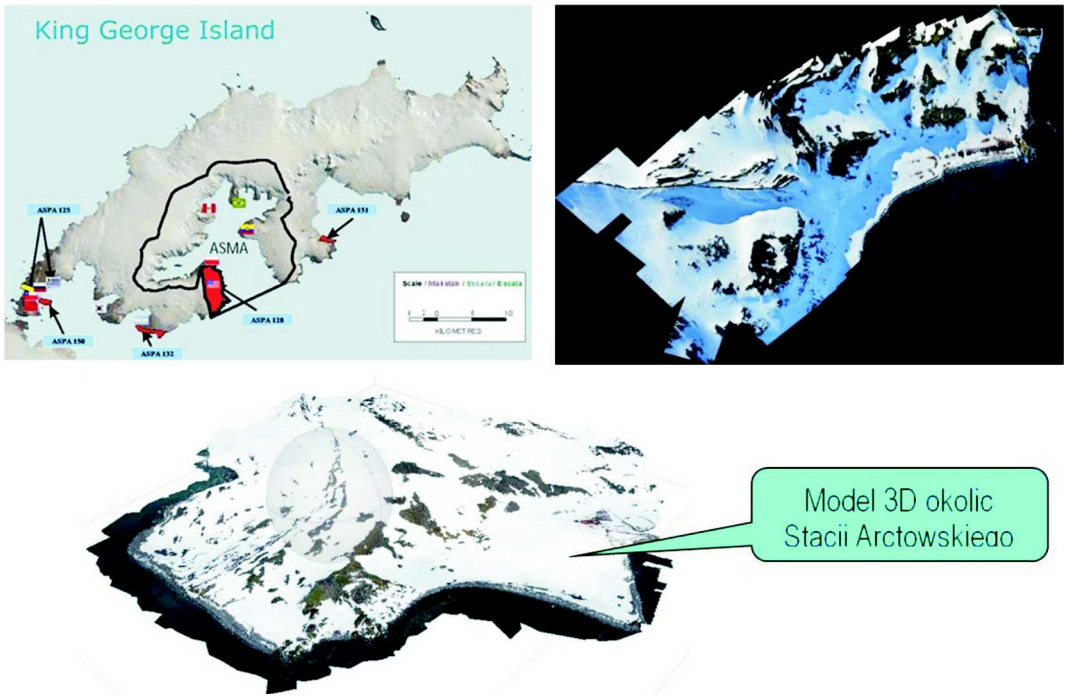
Mirosław Rodzewicz, Dominik Głowacki
Politechnika Warszawska, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej
e-mail: miro@meil.pw.edu.pl
Jarosław Hajduk
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa
e-mail: jarhaj.uav@gmail.com

W artykule przedstawiono analizy wybranych aspektów dynamiki lotów samolotu PW-ZOOM w ramach dużego grantu MONICA wykonującego misję monitoringu fauny w obszarach ASPA 128 i ASPA 151. Przedstawione analizy dotyczą odchyłek osi optycznej aparatury fotogrametrycznej podczas lotów na tej samej trasie. lecz wykonanych w kolejnych latach wypraw antarktycznych (2014 i 2015). Wyniki lotów podlegały badaniom korelacji z warunkami atmosferycznymi (siłą i zmiennością wiatru). Podstawą tych analiz są dane z rejestratora pokładowego zintegrowanego z autopilotem.

1. Wprowadzenie

MONICA to akronim grantu polsko-norweskiego realizowanego pod patronatem Narodowego Centrum Badań i Rozwoju pt. „Monitoring the impact of climate change on Antarctic ecosystems". Jego udziałowcami są trzy instytucje: Politechnika Warszawska, Polska Akademia Nauk i norweski Northern Research Institute. Celem całego projektu jest monitorowanie populacji pingwinów, które są biologicznym indykatorem zasobności wód morskich w rejonie Antarktyki (rys. 1) oraz wykonanie ortofotomap i modeli 3D [1] wybranych obszarów zwanych ASPA (Antarctic Special Protected Areas ASPA 128 i ASPA 151) na Wyspie Króla Jerzego w Szetlandach Południowych (rys. 2).

Rys. 1. Populacja pingwinów jako wskaźnik zasobności wód w kryla



Rys. 2. Modele 3D wybranych obszarów Antarctic Special Protected Areas na Wyspie Króla Jerzego w Szetlandach Południowych

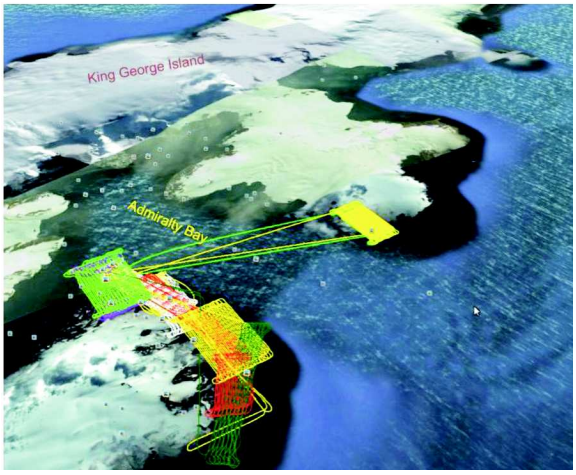
Rys. 3. Polski zespół UAV z samolotem PW-ZOOM podczas wyprawy antarktycznej 2014/15

W ramach tego grantu zostały zrealizowane dwie wyprawy antarktyczne z udziałem zespołów UAV polskiego i norweskiego. Zespół polski wyposażony był w bezzałogowe samoloty fotogrametryczne PW-ZOOM (rys. 3), zaprojektowane i zbudowane na wydziale MEiL PW.

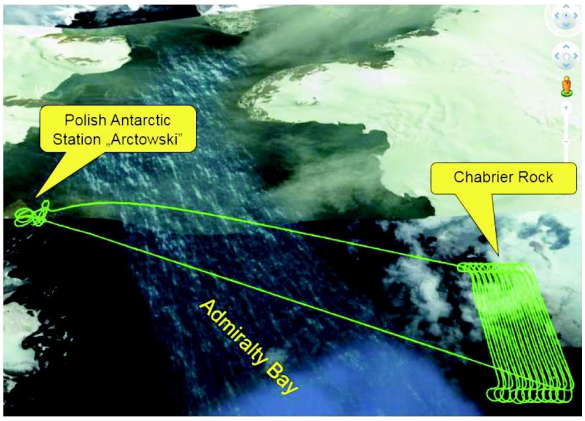
Samoloty te sprawdziły się w surowych warunkach Antarktyki, przelatując nad monitorowanymi obszarami łącznie 1204 km (nie licząc lotów próbnych i treningowych), rys. 4. W rezultacie zebrano bogaty materiał fotograficzny (ok. 20 tys. zdjęć lotniczych). Przykładowa misja fotogrametryczna odtworzona z pamięci rejestratora pokładowego przedstawiona jest na rysunku 5. Z jednej takiej misji zależnie od jej długotrwałości samolot przywoził od 400 do 1000 zdjęć o rozdzielczości 18 MP każde, które następnie wykorzystano przy tworzeniu ortofotomap. Ogółem w ciągu dwóch wypraw (wliczając wszystkie rodzaje lotów) przelatano nad Antarktyką ponad 2000 km w łącznym czasie ok. 18 godz.

Bazując na wykonanych zdjęciach, opracowano wysokiej rozdzielczości ortofotomapy badanych rejonów (rys. 6) oraz zliczono populacje 3 gatunków pingwinów (razem ok. 20 tys. gniazd).

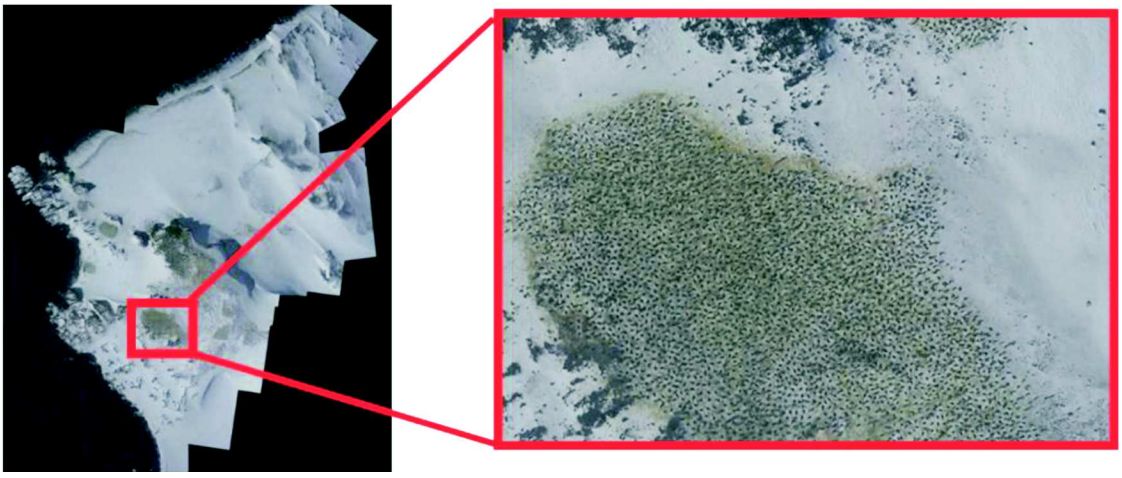
Wyniki obliczeń przeprowadzonych na podstawie zdjęć lotniczych zostały pozytywnie zweryfikowane metodą tradycyjną (polegającą na organizowaniu wypraw terenowych grup biologów,



Rys. 4. Zestawienie lotów PW-ZOOM podczas wypraw w 2014 i 2015 roku



Rys. 5. Misja fotogrametryczna nad wysepką Chabrier Rock we wschodniej części Zatoki Admiralicji na Wyspie Króla Jerzego (widok w kierunku południowym – czas lotu 55 min, przeleciany dystans 99 km)

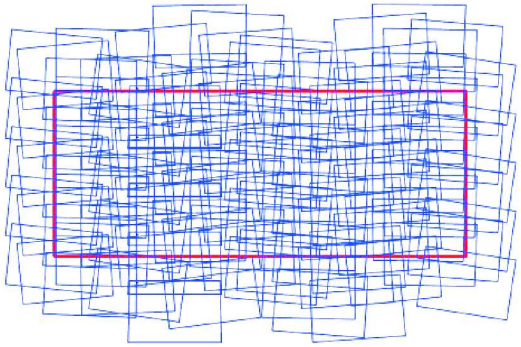


Rys. 6. Złożenie kilkuset zdjęć lotniczych wysokiej rozdzielczości

którzy gromadzili dane poprzez wykonywanie z bliska zdjęć kolonii pingwinów, korzystając ze wzniesień terenowych) [2], [3].

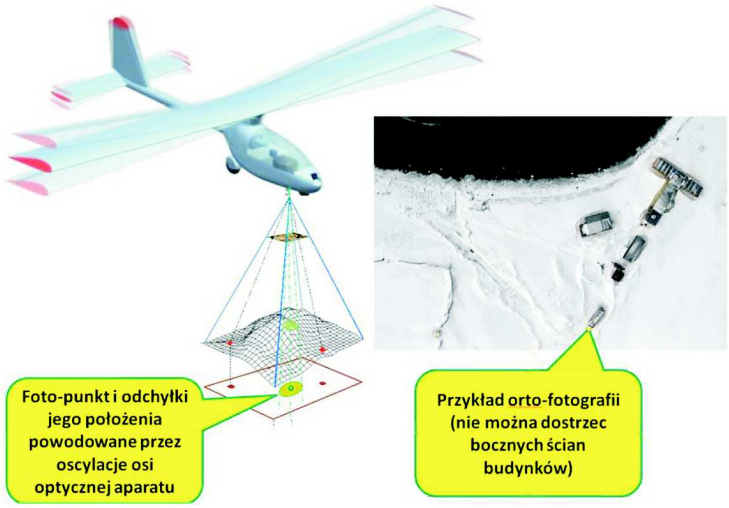
2. Wymagania dotyczące fotogrametrii lotniczej

Sukces misji fotogrametrycznej zależy od jakości uzyskanego materiału fotograficznego, a to z kolei zależne jest od stabilności lotu samolotu, dokładnego utrzymania zadanej wysokości i trasy lotu. Trasę tę projektuje się bowiem specjalnie tak, aby kolejne kadry zdjęć lotniczych nakładały się na siebie (rys. 7) zarówno w kierunku podłużnym oraz poprzecznym (60%), co jest warunkiem niezbędnym do komputerowego złożenia ortofotomap. Ważne jest, aby odchyłki toru lotu od zadanej trasy nie mogły powodować zmniejszenia tych zakładek.



Rys. 7. Ilustracja zakładek kadrów zdjęciowych koniecznych do wygenerowania ortofotomapy

Dodatkowo należy zadbać, aby oś optyczna aparatu fotograficznego w trakcie lotu była skierowana pionowo w dół, a suma kątów pochylenia i przechylenia nie przekraczała 5° (rys. 8) [1].

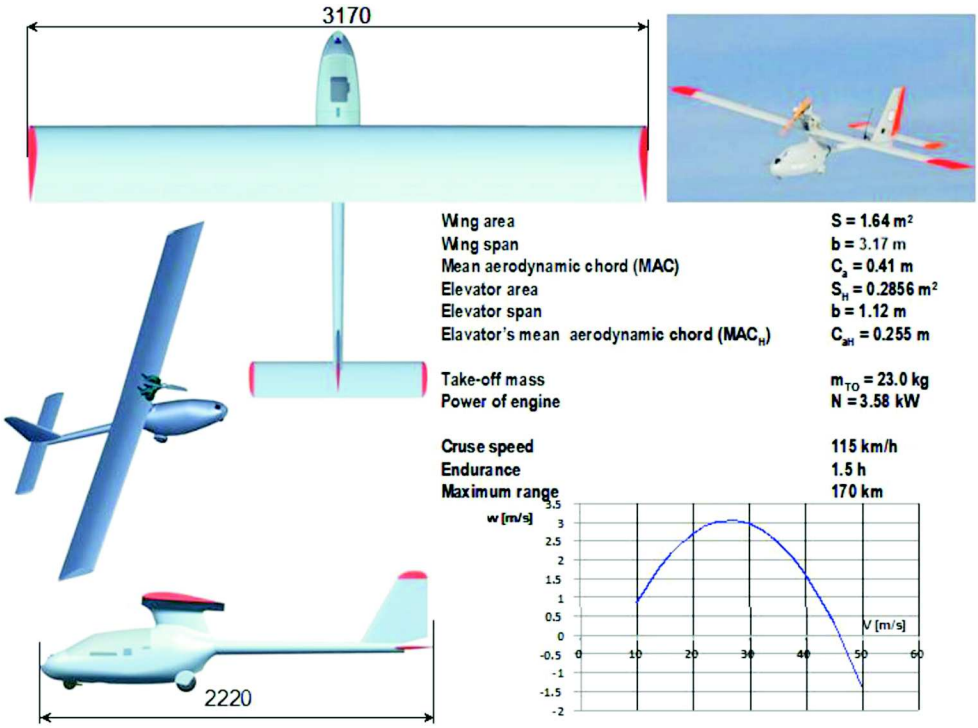


Rys. 8. Mała tolerancja kątów przechylenia i pochylenia osi optycznej aparatu

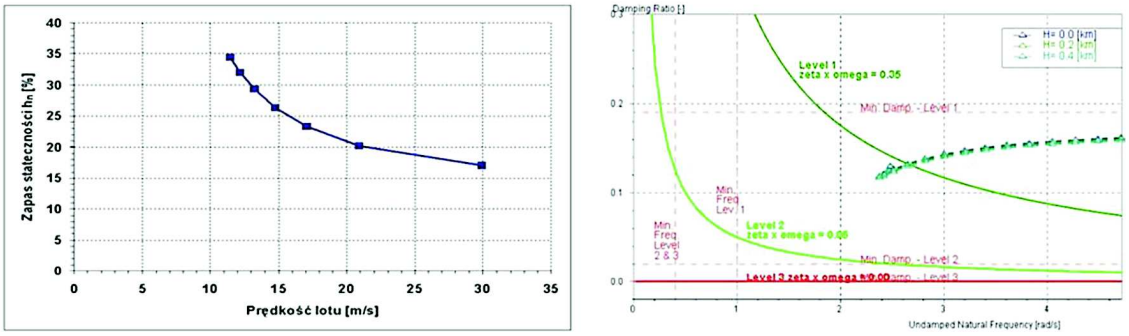
3. Dynamika samolotu fotogrametrycznego

Podstawowe dane bezzałogowego samolotu fotogrametrycznego PW-ZOOM zamieszczono na rys. 9. Jego masa startowa z pełnym zbiornikiem paliwa wynosi ok. 23 kg. Ponieważ masa urządzeń niezbędnych do wykonania fotografii lotniczej stanowi 15 do 25% masy samolotu gotowego do lotu, to dołożenie systemu stabilizacji zawieszenia aparatu fotograficznego mogłoby się odbić na ilości zabieranego paliwa. Dlatego przy projektowaniu szczególną uwagę zwrócono na zagadnienie stateczności statycznej i dynamicznej samolotu (zwłaszcza zdolności tłumienia

drgań), tak aby tą cechą samolotu skompensować brak systemu stabilizacji zawieszenia aparatu fotograficznego. Wybrane charakterystyki stateczności naszego samolotu przedstawione zostały na rys. 10.



Rys. 9. Samolot bezzałogowy PW-ZOOM

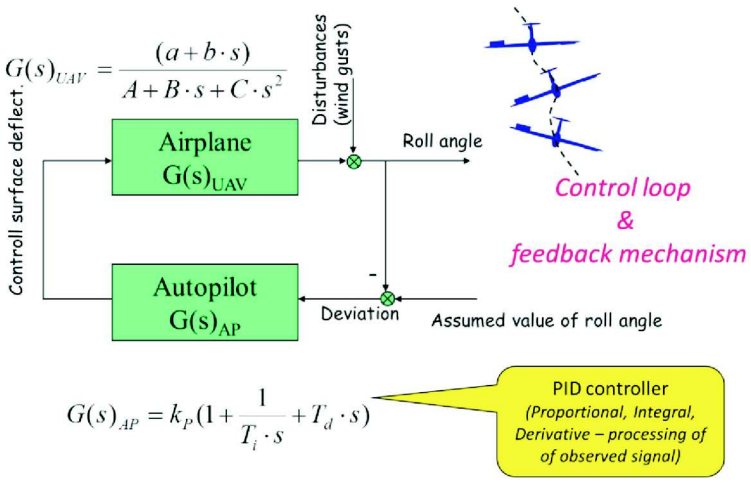


Rys. 10. Charakterystyki stateczności statycznej i dynamicznej samolotu PW-ZOOM (autor Tomasz Goetzendorf-Grabowski)

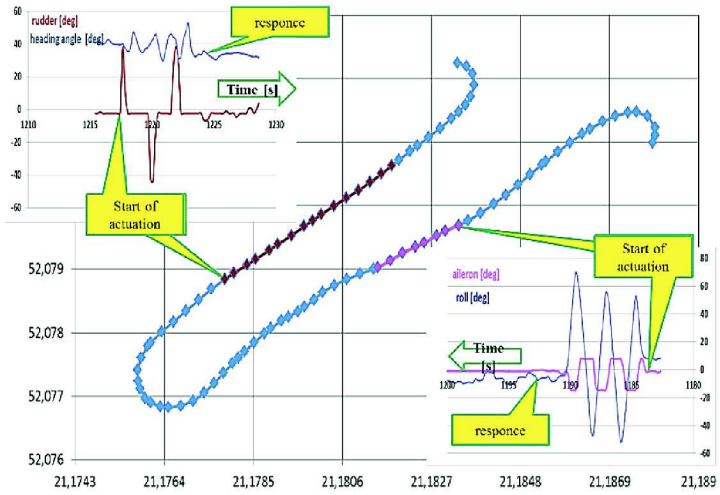
O przydatności samolotu do misji fotogrametrycznych decydują nie tylko jego właściwości dynamiczne, ale też poprawna integracja z autopilotem, tak aby samolot był stabilny i szybko tłumił oscylacje powodowane przez podmuchy atmosferyczne.

W układzie autopilota występuje szereg regulatorów typu PID obsługujących zarówno funkcję stabilizacji samolotu, jak też funkcję nawigacji. Zadanie właściwej integracji autopilota z samolotem polega na wprowadzeniu do pamięci autopilota właściwych parametrów jego regulatorów PID w poszczególnych kanałach sterowania, tak aby lot był stabilny, a samolot podążał dokładnie po wyznaczonej trasie. Dla przykładu na rysunku 11 przedstawiono schematycznie funkcję regulacyjną autopilota w kanale sterowania lotkami.

Aby dokonać właściwej integracji samolot-autopilot, wykonywano szereg lotów w spokojnych warunkach atmosferycznych i badano odpowiedź samolotu na zaburzenia (rys. 12) spowodowane



Rys. 11. Integracja samolotu z autopilotem

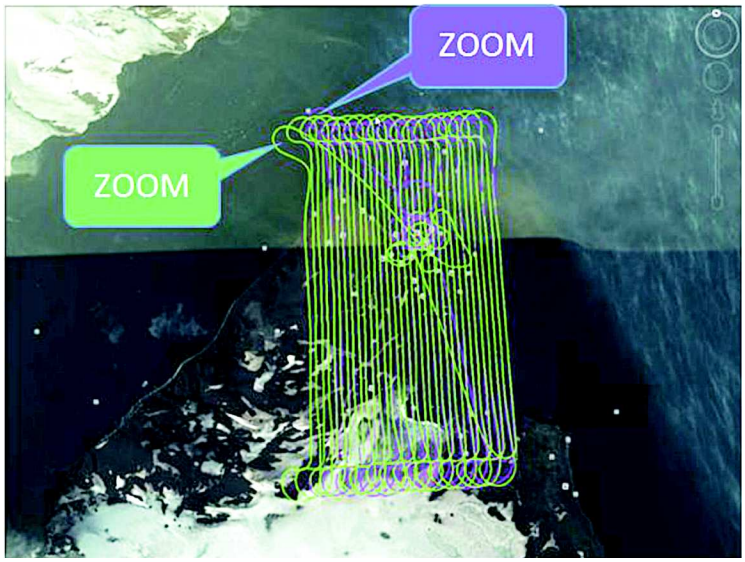


Rys. 12. Badanie dynamiki samolotu na zaburzenia w locie

gwałtownym ruchem poszczególnych sterów. Następnie analizując sygnał wejściowy (ruch steru) i sygnał wyjściowy (reakcja samolotu wyrażona np. zmianą położenia kątowego), otrzymano transmitancję stanowiącą model matematyczny zachowań dynamicznych samolotu wraz z autopilotem dla danego kanału sterowania [5]. Na tej podstawie dobrano wartości parametrów k_P, T_I oraz T_D, które definiują odpowiednie człony regulatora PID.

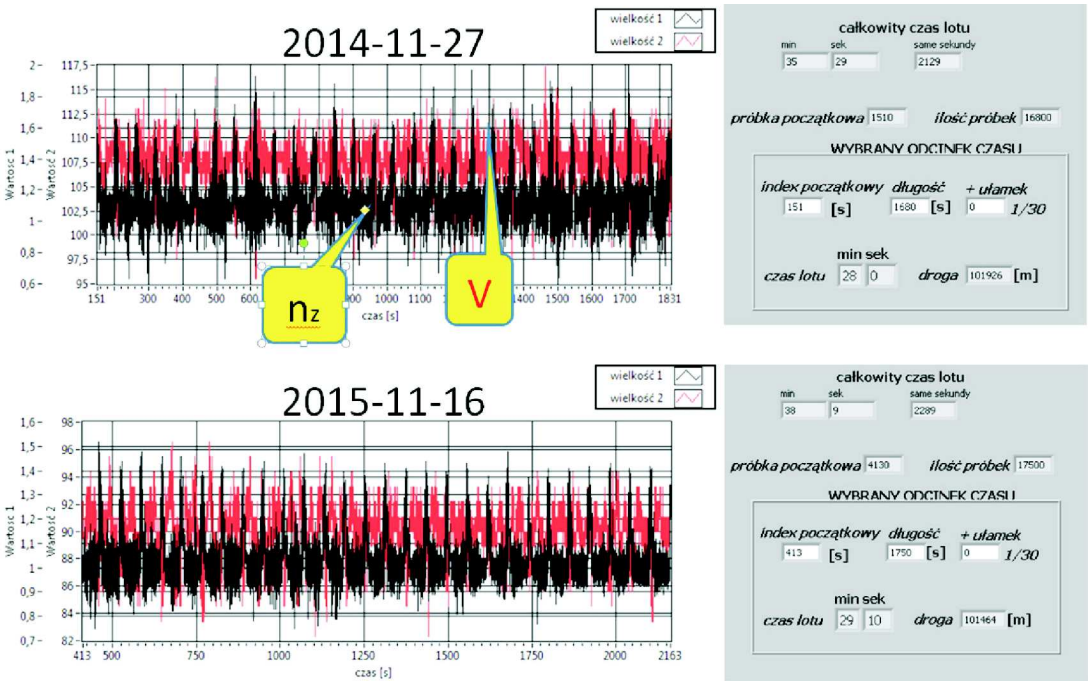
4. Analiza porównawcza misji fotogrametrycznych

W tej części artykułu przedstawiono analizy odchyłek osi optycznej aparatu fotograficznego podczas lotów wykonanych na tej samej trasie, z których jeden wykonano podczas wyprawy antarktycznej w 2014 roku, a drugi rok później. Podstawą tych analiz są dane z rejestratora pokładowego zintegrowanego z autopilotem. Samolot PW-ZOOM wykonywał naloty nad tym samym terenem (cypel Point Thomas u zbiegu Zatoki Admiralicji z Zatoką Ezcurra) 27 listopada 2014 roku oraz 16 listopada 2015 roku. W obu przypadkach loty wykonywane były w tzw. „oknie pogodowym", ale w 2014 r. wiatr był większy i miał prędkość 3 m/s, wiejąc z kierunku 240° (czyli od strony gór, co skutkowało turbulencją), natomiast w 2015 r. prędkość wiatru wynosiła 1 m/s i wiał z kierunku 330°, a więc od strony morza.



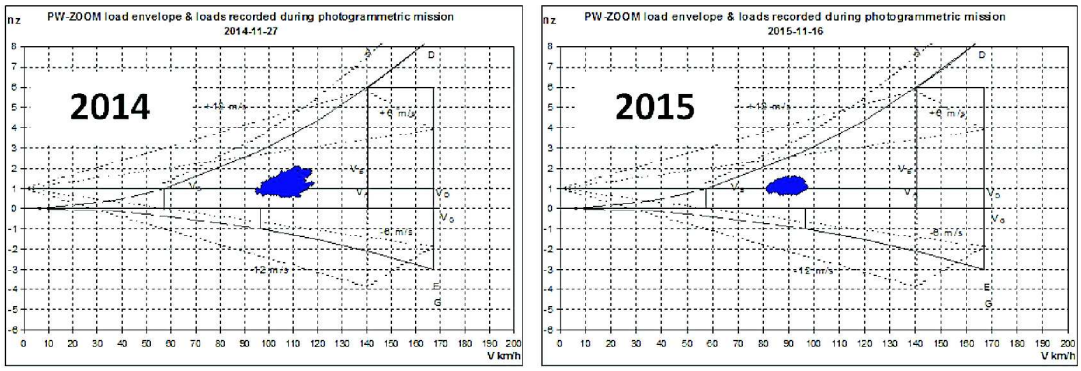
Rys. 13. Porównanie tych samych tras fotogrametrycznych wykonanych w różnym czasie

Ponieważ loty te były wykonywane w nieco różnych warunkach atmosferycznych, a jednocześnie przebiegały idealnie po tym samym torze, postanowiono je wykorzystać do analiz porównawczych wpływu turbulencji atmosfery na odchyłki osi optycznej aparatu fotografującego teren. Do analizy wybrano 29 tych samych linii nalotów (rys. 13). Przebiegi zmian prędkości oraz zarejestrowanego współczynnika obciążeń dla wybranych lotów przedstawiono na rysunku 14.

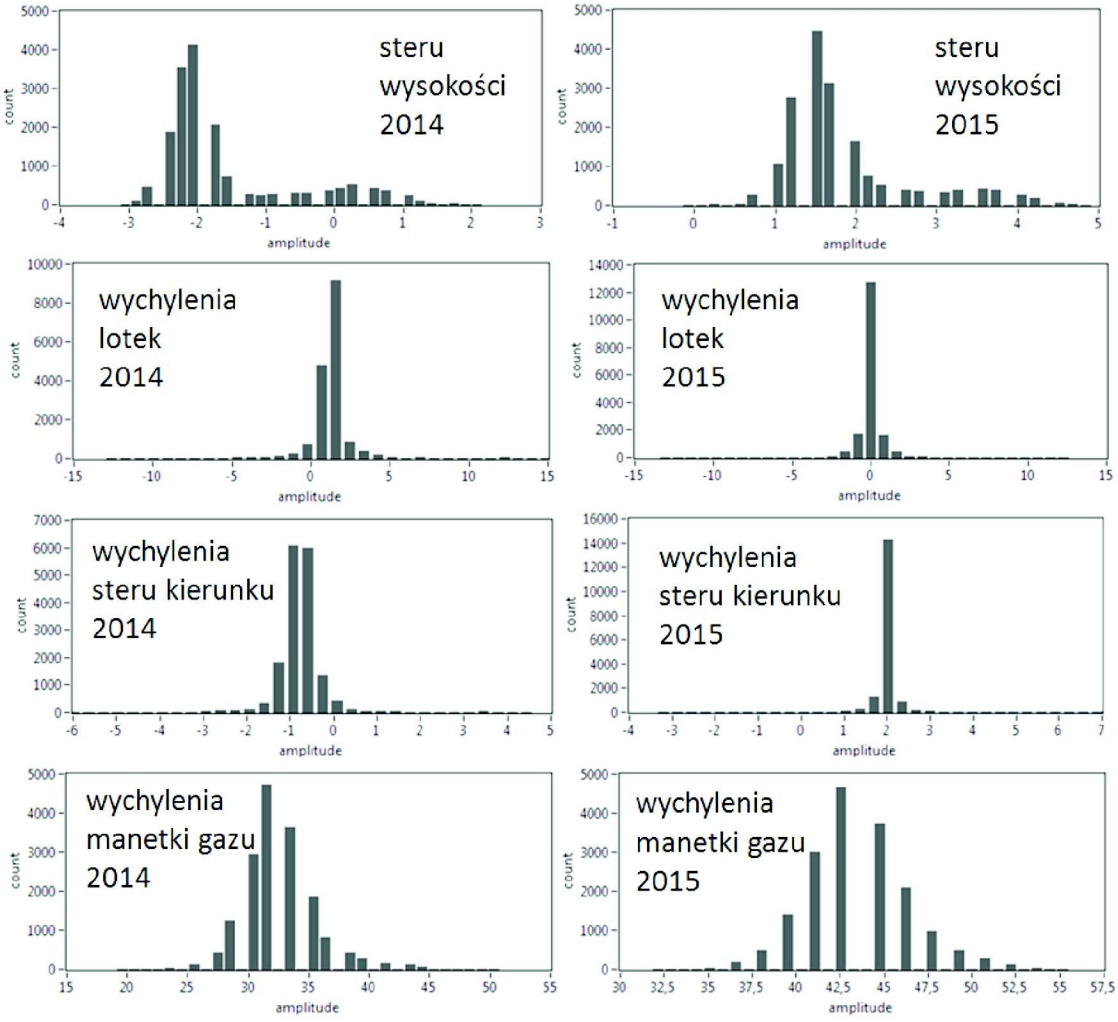


Rys. 14. Przebiegi współczynnika obciążeń oraz prędkości

Nałożenie tychże wielkości na obwiednie obciążeń przedstawiono na rys. 15. Widać, w jakim zakresie obciążeń samolot operował podczas kolejnych misji. Pierwszy lot przebiegał w trochę bardziej burzliwej atmosferze od drugiego. Jak to pokazano na rys. 15 – obciążenia, jakie rejestrowano podczas obu tych lotów, wykazywały się dużym zapasem wytrzymałości płatowca, co świadczy, że w obu przypadkach mieliśmy do czynienia ze spokojnym lotem.



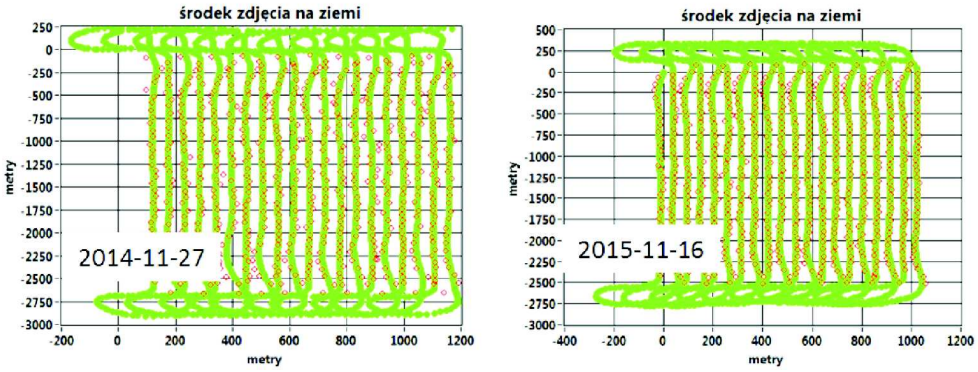
Rys. 15. Obciążenia w czasie lotów na tle obwiedni obciążeń dopuszczalnych



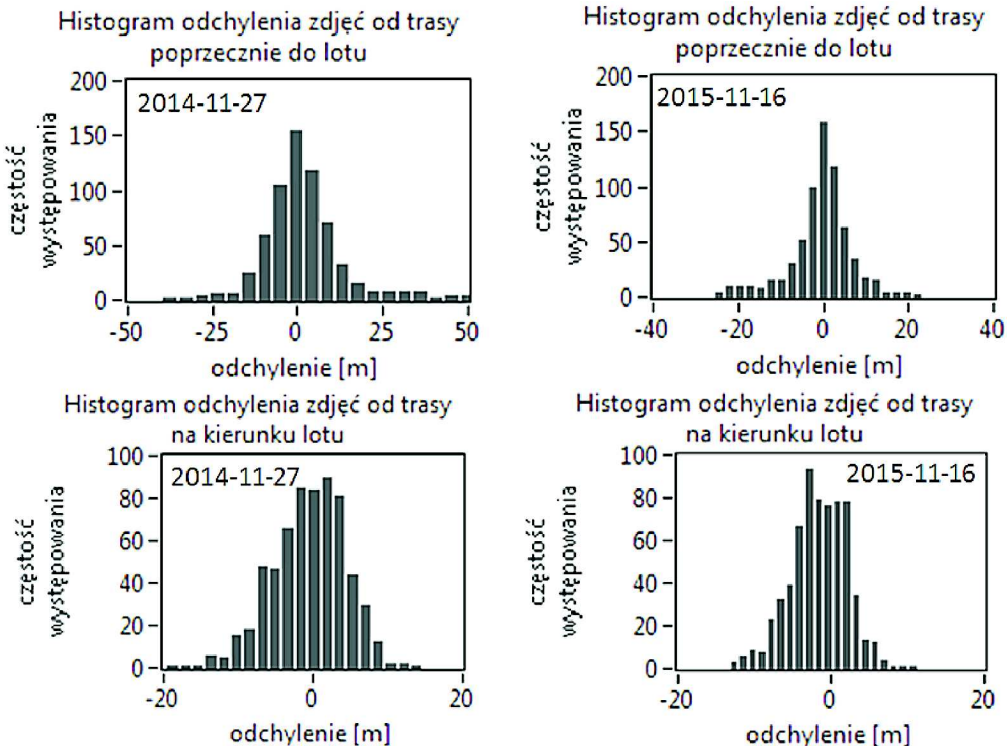
Rys. 16. Histogramy parametrów takich jak wychylenia odpowiednich sterów dla dwóch lotów wykonanych w kolejnych latach na tej samej trasie

W celu lepszego scharakteryzowania obu tych lotów wykonano analizy statystyczne ruchów poszczególnych sterów. Na rysunku 16 przedstawiono wyniki tychże analiz w postaci histogramów. Przedstawiają one liczbę wystąpień dla poszczególnych położeń sterów na identycznym odcinku trasy lotu (z wyłączeniem startu i lądowania). Można zauważyć interesującą cechę histogramu wychyleń steru wysokości przejawiającą się w tym, że rozkład statystyczny jego ruchów w górę i w dół nie jest symetryczny. Jest to związane z wykonywaniem zaprogramo-

wanych manewrów nawrotów na kolejne linie trasy, a ponieważ liczba nawrotów jest duża i są one powtarzalne, dlatego też uwidacznia się to w histogramach. Pozostałe histogramy są bardziej symetryczne i wykazują wzajemne podobieństwo. Kolejnym celem analiz było pokazanie i porównanie oscylacji położenia punków przecięcia osi optycznej aparatu z powierzchnią ziemi (a ściślej – z powierzchnią sferyczną reprezentującą poziom morza) podczas wykonywania obu lotów fotogrametrycznych. Na pozycję punktu, w który celuje oś optyczna aparatu fotograficznego (fotopunktu), wpływ ma wysokość lotu, kąt przechylenia oraz pochylenia samolotu. Na rysunku 17 przedstawiono odchylenia osi optycznej aparatu fotograficznego od trasy lotu w momentach wykonywania zdjęć.



Rys. 17. Położenie fotopunktów na ziemi na tle trasy lotu samolotu PW-ZOOM

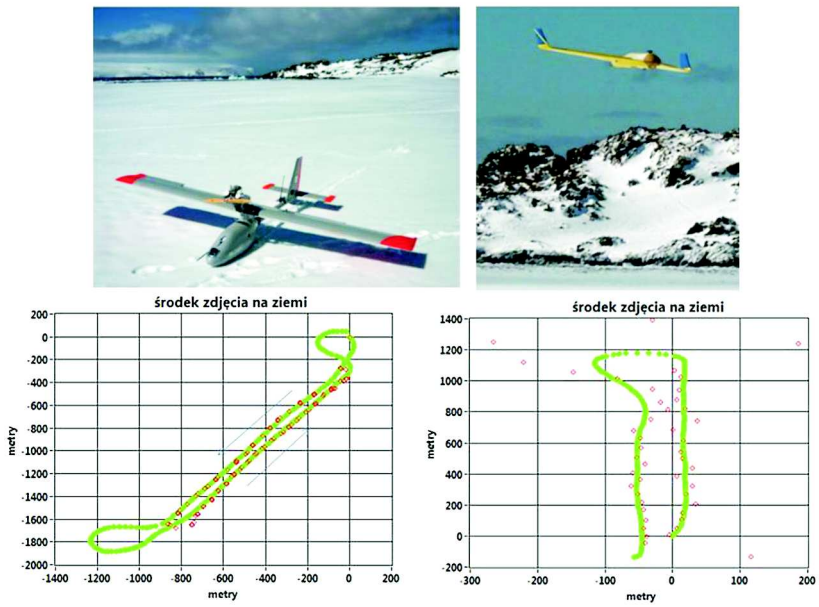


Rys. 18. Histogramy odchylenia fotopunktów na ziemi

Mając fotopunkty oraz rzut trasy lotu na powierzchnię ziemi, dokonano analizy statystycznej odchyłek ich położenia od rzutu trasy lotu. Na rysunku 18 przedstawiono wyniki analiz w postaci histogramów odchyleń poprzecznego i wzdłużnego. Można zauważyć, że dla bardziej turbulentnych warunków, które miały miejsce w 2014 roku, widoczny jest wzrost odchyleń fotopunktów

od trasy lotu. W obu przypadkach odchylenia nie są duże, co wskazuje na dobrą przydatność samolotu PW-ZOOM do tego rodzaju misji.

Podczas wykonywanych misji fotogrametrycznych na Antarktyce wykonano też testowe loty samolotem bezzałogowym X-8 w układzie latającego skrzydła. Na rysunku 19 pokazano fragmenty trasy lotu oraz położenia fotopunktów dla tego samolotu oraz dla samolotu PW-ZOOM.



Rys. 19. Samolot dobry i niedobry do misji fotogrametrycznej

Widoczna jest znaczna różnica rozrzutu położenia fotopunktów na korzyść klasycznego układu aerodynamicznego.

5. Podsumowanie

W pracy przedstawiono analizy dotyczące wybranych aspektów zachowań dynamicznych samolotu PW-ZOOM oraz systemu automatycznego sterowania podczas wykonywania misji fotogrametrycznych. Pokazano pewne różnice odchyleń osi optycznej aparatu fotograficznego znajdującego się na samolocie w obu lotach, co wynika z różnic kierunku i siły wiatru. Stwierdzono dobre jakościowe i dość dobre ilościowe podobieństwo odnośnie histogramów wychyleń sterów zadawanych przez autopilota. W obu analizowanych lotach wiatry były słabe, a pogoda bez zjawisk zagrażających bezpieczeństwu lotów (tzw. „okno pogodowe"). W takich warunkach samolot PW-ZOOM leci bardzo stabilnie, a odchyłki położeń fotopunktów od trasy lotu zrzutowanej na powierzchnię sferyczną reprezentującą poziom morza są niewielkie i można je zaniedbać. Maksymalne prędkości wiatru, przy których operowały samoloty PW-ZOOM na Antarktyce, to ok. 8 m/s przy gruncie i również w takich warunkach zebrany materiał fotograficzny nadawał się do utworzenia ortofotomap, ale ich obróbka była trudniejsza, gdyż nie można było zaniedbać zwiększonej odchyłki osi optycznej aparatu fotograficznego od pionu i dane dotyczące kątów osi optycznej należało mieć dla każdego zdjęcia.

Bibliografia

1. Hajduk J., Rodzewicz M., Głowacki D., 2014, Projektowanie tras fotogrametrycznych samolotu bezzałogowego w aspekcie jego właściwości dynamicznych, [W:] *Mechanika w Lotnictwie, ML-XVI 2014*, K. Sibilski (Red.), ZG PTMTS, Warszawa

2. Wróbel A., *Fotogrametria*,
http://home.agh.edu.pl/ awrobel/resources/Zarys%20fotogrametrii.pdf

3. Głowacki D., 2013, *Badanie spektrum obciążeń samolotu bezzałogowego sterowanego autopilotem*, Rozprawa doktorska PW, Warszawa 2013

4. Rodzewicz M. 2015, Projekt MONICA – Pierwsza polsko-norweska misja fotogrametryczna na Antarktyce, [W:] *Materiały Seminarium poświęconego wykorzystaniu samolotów bezzałogowych w biologii i naukach o Ziemi*, Instytut Lotnictwa, str. 1-7

5. Zmarz A., Korczak-Abshire M., Storvold R., 2015, Indicator species population monitoring in Antarctica with UAV, *The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences, International Society for Photogrammetry and Remote Sensing*, **XL-1/W4**, 189-193

Analysis of some features of flight dynamics of PW-ZOOM airplane while on photogrametric mission over Antarctica

The article presents the analysis of the aircraft flight PW-ZOOM within large project MONICA which implemented the mission of monitoring wildlife in the areas of ASPA 128 and 151. It presents the analysis of deviations of the camera optical axis during the flight on the same route realized in the subsequent years of Antarctic expeditions (2014 and 2015). The results were subject to correlation tests with various spectra of weather conditions. The basis of that analysis were the data from the onboard recorder integrated with the autopilot.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVII 2016

ZASTOSOWANIE MODELI SKALOWANYCH W BADANIACH SPADOCHRONOWEGO SYSTEMU BEZPIECZEŃSTWA DLA WIATRAKOWCÓW

Mirosław Rodzewicz
Politechnika Warszawska, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej
e-mail: miro@meil.pw.edu.pl
Tomasz Szczepanik
Instytut Lotnictwa, Warszawa
e-mail: tomasz.szczepanik@ilot.edu.pl
Jarosław Hajduk
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa
e-mail: jarhaj.uav@gmail.com

Praca dotyczy badań nad możliwością zastosowania spadochronowych systemów ratowniczych typu BRS (ang. *Ballistic Rescue System*) w lekkich wiropłatach (wiatrakowcach lub małych śmigłowcach). Systemy takie od dawna są stosowane w ultralekkim lotnictwie w klasie stałopłatów. Istotą ich koncepcji jest to, że uprząż spadochronu jest zaczepiana do konstrukcji płatowca, a podczas aktywacji systemu czasza spadochronu jest miotana w przestrzeń poza płatowcem tak, aby mogła się rozwinąć bez kolizji z elementami statku powietrznego. Po jej otwarciu samolot zostaje spowolniony i opada na ziemię wraz z załogą [1]. O ile w przypadku stałopłatów aplikacja takiego systemu jest stosunkowo prosta, to w przypadku wiropłatów głównym problemem jest zagrożenie wplątania się czaszy spadochronu w wirnik nośny. W pracy przedstawiono ścieżkę badań doświadczalnych z użyciem zdalnie sterowanych modeli wiatrakowców, którą podjęto w celu zbadania różnych rozwiązań tego problemu.

1. Wstęp

BEWIR to akronim projektu badawczo rozwojowego „System bezpieczeństwa lekkich wiropłatów", realizowanego pod egidą Narodowego Centrum Badań i Rozwoju w ramach programu INNOTECH, mającego na celu wsparcie sektora nauki i sektora przedsiębiorstw w zakresie realizacji innowacyjnych przedsięwzięć z różnych dziedzin nauki i branż przemysłu, ze szczególnym wskazaniem na obszar zaawansowanych technologii. Projekt BEWIR realizowany jest przez firmę KOMPOL będącą liderem konsorcjum, a zarazem partnerem przemysłowym oraz Politechnikę Warszawską.

Celem projektu jest opracowanie i przebadanie na ziemi i w powietrzu, a następnie wdrożenie do produkcji spadochronowego systemu ratowniczego dedykowanego do lekkich wiropłatów (wiatrakowców i śmigłowców) podnoszącego poziom bezpieczeństwa użytkowania tych konstrukcji [2]. Z uwagi na wysoki poziom ryzyka związany z testowaniem opracowywanych wariantów spadochronowego systemu ratowniczego, zasadnym działaniem jest zastosowanie do takich testów zdalnie sterowanych modeli skalowanych wiatrakowców.

Przy doborze skali modelu występują ograniczenia wynikające z obowiązujących przepisów dotyczących bezzałogowych obiektów latających, a zwłaszcza ich masy. Najmniejsze ograniczenia dotyczące wymagań konstrukcyjnych, zasad użytkowania, jak i kwalifikacji pilotażowych

operatora występują dla modeli latających nieprzekraczających 25 kg, natomiast zezwolenie na użytkowanie obiektów latających o masie powyżej 150 kg wymaga uzyskania zgody na szczeblu EASA (European Aviation Safety Agency) [3]. Użycie modeli małych i lekkich ułatwia przeprowadzenie badań eksperymentalnych i zmniejsza poziom ryzyka, ale wyniki takich badań mogą być nieadekwatne w stosunku do praktyki użytkowania rzeczywistych obiektów. Z tego względu zdecydowano, aby w projekcie BEWIR badania eksperymentalne przeprowadzić 2-etapowo. W trakcie realizacji pierwszej fazy badań obejmujących opracowanie wariantów i wyselekcjonowanie docelowego rozwiązania systemu spadochronowego zastosowano model latający popularnego wiatrakowca MAGNI 16 w skali ok. 1:3, o masie poniżej 20 kg. Model ten został wyposażony w aparaturę rejestrującą przyspieszenia, trasę GPS oraz parametry lotu (rys. 1).

Rys. 1. Wiatrakowiec MAGNI M16 oraz jego model w skali 1:2,7

Zaletą zastosowania tego modelu były nie tylko ułatwienia w zakresie spełnienia obowiązujących przepisów, ale przede wszystkim zmniejszenie ryzyka (zwłaszcza wobec osób trzecich) związanego z energią uderzenia takiego obiektu w przypadku nieudanej próby użycia spadochronu.

Zdając sobie sprawę, że wyniki badań systemu spadochronowego w skali zminiaturyzowanej mogą istotnie różnić się od funkcjonowania obiektów w skali rzeczywistej, przygotowano również drugi model zbliżony rozmiarami do rzeczywistego 1-osobowego wiatrakowca, ale nieprzekraczający masy 150 kg. Model ten przeznaczono do testów w końcowej fazie realizacji projektu, obejmujących docelowe rozwiązanie spadochronowego systemu ratowniczego w skali rzeczywistej (rys. 2).

Rys. 2. Model wiatrakowca TOMKOLOT zbudowany do testów końcowych spadochronowego systemu ratowniczego

2. Koncepcja zabudowy systemu ratowniczego

Głównym zagrożeniem związanym z zabudową systemu BRS na wiropłacie jest możliwość wplątania się spadochronu w wirnik nośny. Pomimo tego, że podczas inicjacji systemu BRS czasza spadochronu jest miotana poza obszar płatowca, zagrożenie to istnieje, gdyż spadochron jest połączony z płatowcem taśmą tekstylną, która w przypadku wplątania się w elementy wirujące może się w nie nawinąć, ściągając tym samym czaszę spadochronu ku wirnikowi. Jeden z producentów systemu BRS podjął próbę wprowadzenia na rynek rozwiązania trywialnego, polegającego na tym, że system BRS miałby być zabudowany na kadłubie wiatrakowca, a spadochron byłby miotany ładunkiem pirotechnicznym w bok równolegle do osi poprzecznej płatowca), tak aby ominąć zarówno wirnik nośny, jak i znajdujące się z tyłu kadłuba śmigło pchające. Do połączenia spadochronu z kadłubem ma służyć długa i bardzo mocna lina, która w pierwszej fazie opadania wiatrakowca na spadochronie, dostając się między łopaty wirnika, miałaby go wyhamować [4]. Niestety takie rozwiązanie nie w każdej sytuacji może być skuteczne, gdyż można sobie wyobrazić, że gdy wiatrakowiec znajdzie się w dużym przechyle ukierunkowanym w niekorzystną stronę, to czasza zostanie wystrzelona w dół pod opadający na nią wiatrakowiec.

Aby zmniejszyć prawdopodobieństwo wplątania się czaszy spadochronu w wirnik nośny, autorzy projektu BEWIR podjęli próbę opracowania własnego rozwiązania, w którym system BRS umieszczony byłby w głowicy wirnika wiatrakowca, a spadochron miałby być miotany w przestrzeń ponad wirnikiem wzdłuż jego osi obrotu, tak aby rozwinął się w bezpiecznej odległości od wirujących łopat (rys. 3).

Rys. 3. Koncepcja zabudowy systemu BRS i przystosowania płatowca

3. Wątki badawcze podjęte dla rozwiązania problemu

Proces otwierania spadochronu z podczepionym pod nim statkiem powietrznym obfituje w szereg zjawisk dynamicznych, które mogą mieć krytyczne znaczenia dla skuteczności systemu ratowniczego. W przypadku wiropłata poziom komplikacji tych zjawisk wzrasta niepomiernie w stosunku do tego, co dzieje się w przypadku stałopłata.

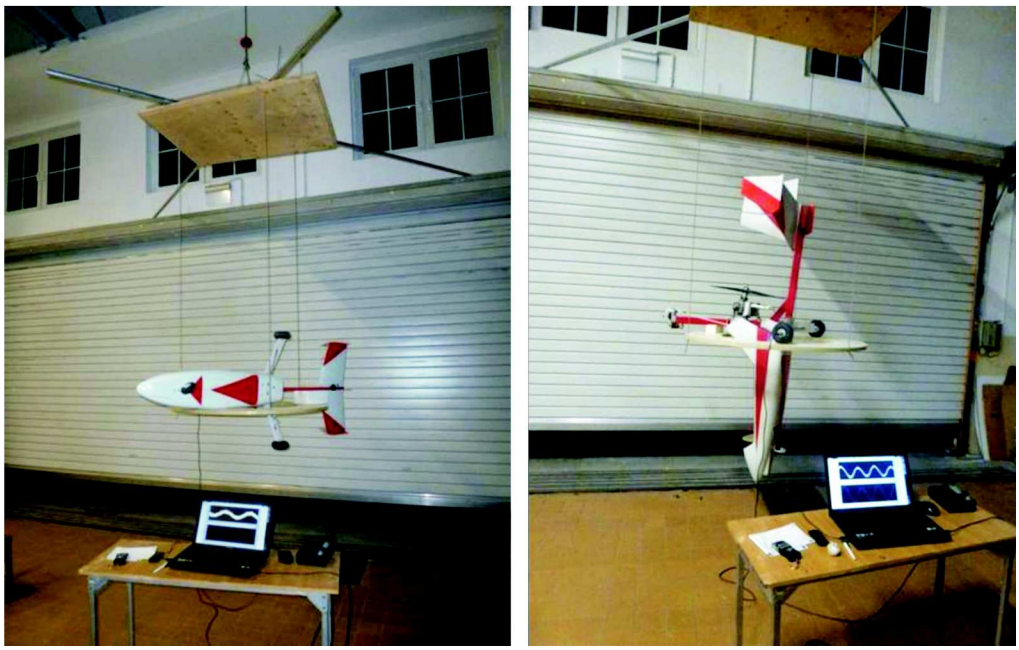
Z tego względu od początku projektu postanowiono prowadzić równolegle badania symulacyjne procesów, a także badania eksperymentalne tak, aby z jednej strony wyniki obliczeń były pomocne w przygotowywaniu eksperymentów, a z drugiej strony, aby rezultaty eksperymentów mogły posłużyć weryfikacji modeli obliczeniowych.

Przeprowadzone badania symulacyjne to przede wszystkim analizy deformacji elementów strukturalnych i analizy obciążeń struktury wiatrakowca bazujące na metodzie elementów skończonych oraz dynamice układów wieloczłonowych (rys. 4). Inny rodzaj prowadzonych w projek-

cie badań symulacyjnych, to analizy z zakresu dynamiki lotu całego wiatrakowca oraz dynamiki ruchu łopat wirnika nośnego.

Rys. 4. Przykład modelu wiatrakowca – jako układu wieloczłonowego – do symulacji zachowań dynamicznych zachodzących podczas inicjacji systemu BRS (dzieło Ł. Lindstedta)

Z kolei badania eksperymentalne obejmowały zarówno przeprowadzone na modelach wiatrakowców badania w locie, jak też różnego rodzaju badania stanowiskowe poprzedzające próby w locie (rys. 5).



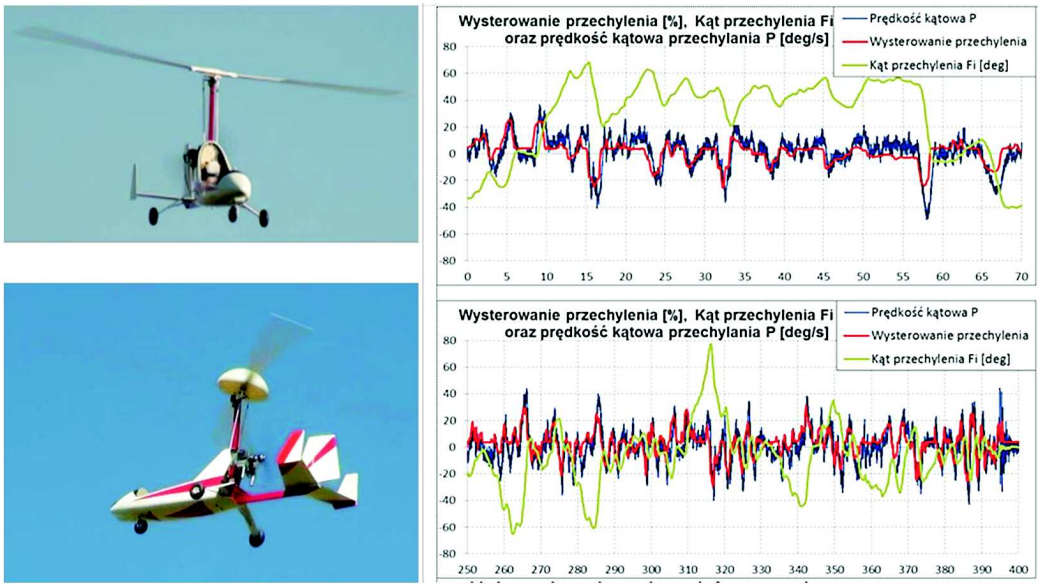
Rys. 5. Pomiary momentów bezwładności modelu wiatrakowca względem głównych osi układu współrzędnych – niezbędne do obliczeń stateczności

4. Droga do rozpoczęcia prób w locie systemu BRS

Przygotowanie się zespołu badawczego do prób w locie systemów BRS na modelu skalowanym wiatrakowca wiązało się z uprzednim zbadaniem i rozwiązaniem kilku kluczowych problemów.

Pierwszy z nich dotyczył wpływu umiejscowienia systemu BRS w głowicy wirnika nośnego na stateczność wiatrakowca. Zabudowa systemu BRS wymagała zaprojektowania elipsoidalnej

kapsuły zamocowanej do głowicy wiatrakowca i umiejscowienia w niej zarówno pirotechnicznego systemu miotania spadochronu, jak też urządzeń do zdalnego wyzwalania tego systemu. Masa tych wszystkich urządzeń przekraczała 15% masy wiatrakowca w oryginalnej konfiguracji i podnosiła znacząco położenie środka masy całego układu. Poza obciążeniami masowymi bryła kapsuły spowodować mogła powstanie dodatkowych obciążeń aerodynamicznych (zwłaszcza siły oporu oraz momentu pochylającego), co mogłoby doprowadzić do niestateczności. Z tego względu testy w locie przeprowadzono w kilku etapach, stopniując przemieszczenie środka masy: najpierw testy wiatrakowca w oryginalnej konfiguracji, następnie wiatrakowca z zabudowaną pustą kapsułą na spadochron, a następnie testy z kapsułą stopniowo dociążaną, tak aby móc określić górne położenie środka masy, przy którym pilotaż wiatrakowca jest jeszcze możliwy do opanowania (rys. 6).



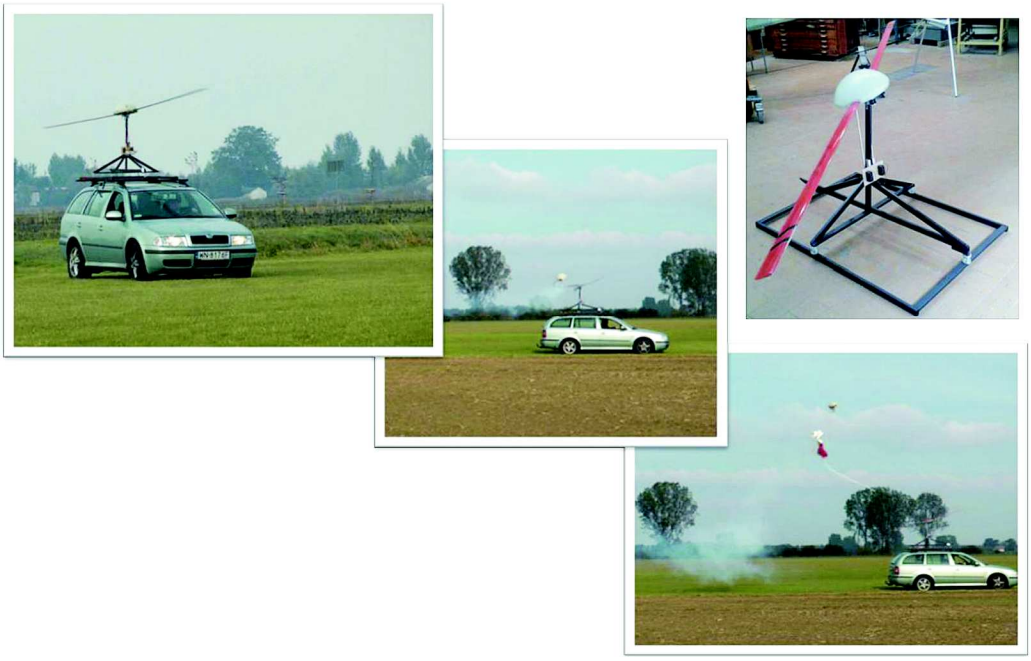
Rys. 6. Badania wpływu zabudowy na głowicy wirnika wiatrakowca kapsuły dla systemu BRS

Drugi problem dotyczył efektywności wyrzutników spadochronu. Rozważono trzy warianty takich wyrzutników: wyrzutnik mechaniczny – wykorzystujący energię napiętych pasm gumy, wyrzutnik rakietowy oraz wyrzutnik pirotechniczno-mechaniczny, w którym do miotania czaszy spadochronu wykorzystuje się gazy powstające przy wybuchu małego ładunku pirotechnicznego umieszczonego pod tłokiem cylindra, w którym zapakowana jest czasza spadochronu (rys. 7). Dwa pierwsze rodzaje tych wyrzutników opracowane zostały od podstaw przez zespół badawczy projektu BEWIR, natomiast 3 rodzaj wyrzutnika to rozwiązanie komercyjne firmy GALAXY GRS oferowane dla małych samolotów bezzałogowych, które zostało odpowiednio zaadoptowane na potrzeby realizacji ww. projektu.

Aby móc przeprowadzić takie testy, zbudowano specjalne stanowisko modelujące maszt wiatrakowca wraz z wirnikiem nośnym oraz systemami jego sterowania i prerotacji. Stanowisko to wykorzystywane było zarówno do badań stacjonarnych, jak też badań dynamicznych (rys. 8).

Przeprowadzone testy stanowiskowe oraz pierwsze próby systemów BRS w locie pokazały, jak bardzo istotną sprawą przy aplikacji systemu BRS do wiatrakowca jest zarówno jak najdalsze wyrzucenie czaszy spadochronu poza obszar wirnika, jak i szybkie wyhamowanie łopat wirnika w pierwszej fazie inicjacji systemu. Ze względu na małą skuteczność powodowaną przez relaksowanie się napiętej gumy, po wstępnych próbach zrezygnowano zupełnie z wyrzutnika mechanicznego, natomiast poświęcono dużo uwagi rozwojowi systemu hamowania łopat wirnika. Głównym elementem tego systemu był mały spadochronik umieszczony w odrębnym pojemniku w kapsule systemu BRS na głowicy wirnika nośnego. W momencie inicjacji systemu BRS spado-

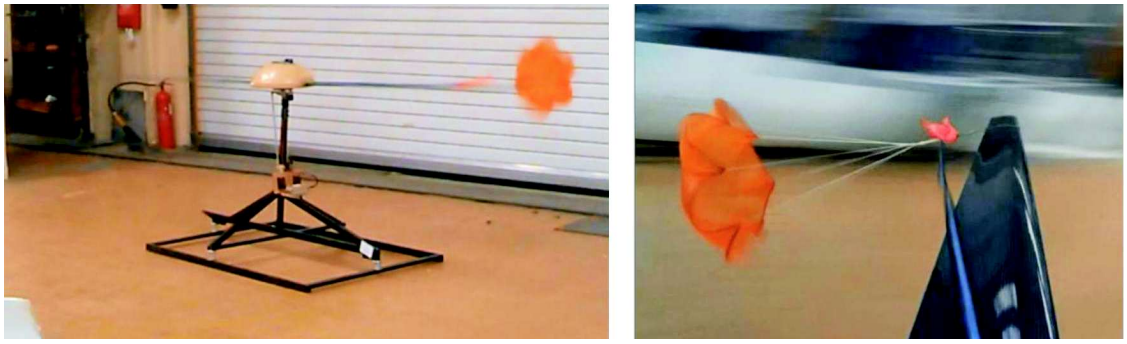
Rys. 7. Rodzaje testowanych wyrzutników spadochronu



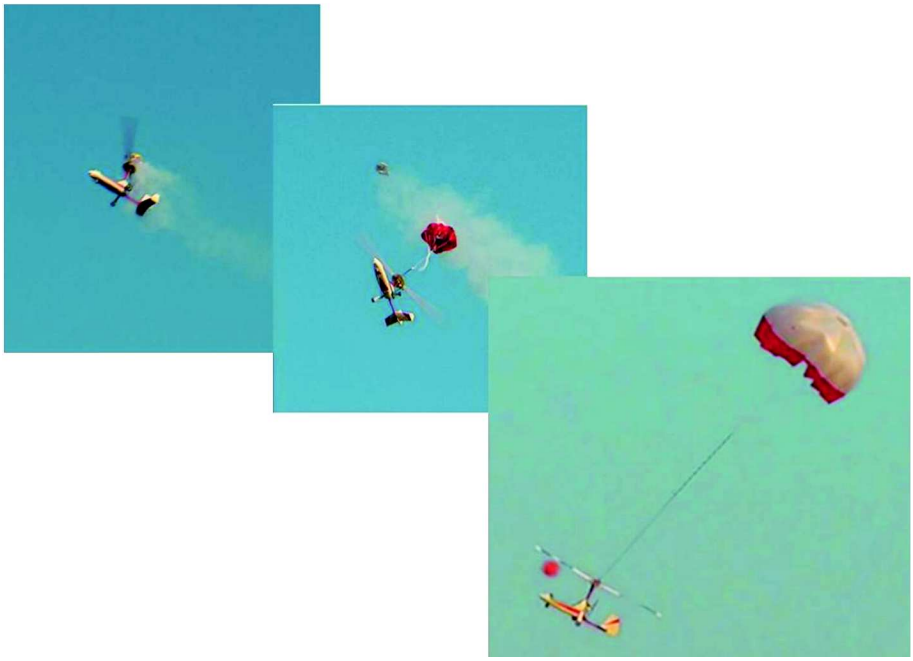
Rys. 8. Stanowisko do badań stacjonarnych oraz badań dynamicznych wirnika nośnego wraz z wyrzutnikami spadochronów – przykład testu z wykorzystaniem samochodu

chronik ten był wypuszczany z pojemnika i pod wpływem siły odśrodkowej przesuwał się wzdłuż łopaty wirnika, będąc do niej zamocowany za pomocą specjalnej pętli linkowej nanizanej na łopatę. Ograniczeniem dla ruchu spadochronika wzdłuż łopaty była tekstylna taśma wywlekana z kapsuły systemu BRS (rys. 9).

System spadochronika hamującego był wielokrotnie testowany i udoskonalany tak, aby uzyskać powtarzalne scenariusze procesu otwierania i przekonać się o stopniu jego niezawodności. Dopiero po tych udoskonaleniach został zakwalifikowany do badań w locie. Pierwszy z takich



Rys. 9. Test spadochronika hamującego łopaty wirnika – widok z kamery zewnętrznej oraz z kamery umieszczonej na głowicy wirnika



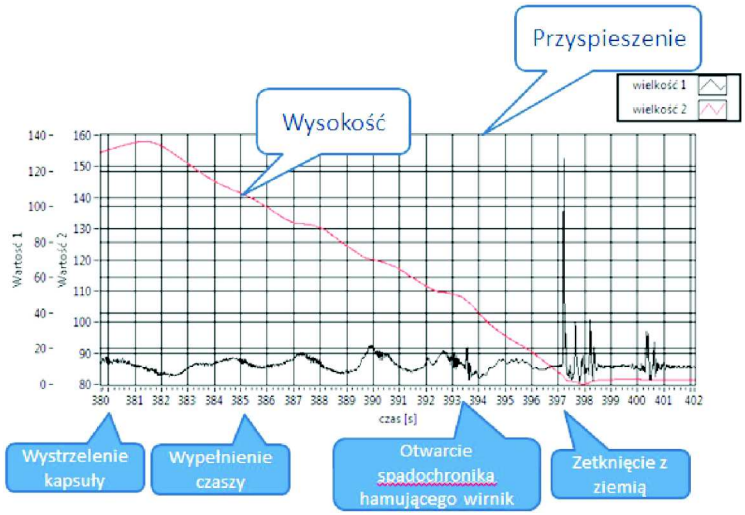
Rys. 10. Sekwencje zdjęciowe z testu systemu BRS z wyrzutnikiem rakietowym

testów przeprowadzono, parując ten system z rakietowym wyrzutnikiem spadochronu opracowanym na PW. Test ów przebiegł pomyślnie. Został on zilustrowany na rys. 10 i 11.

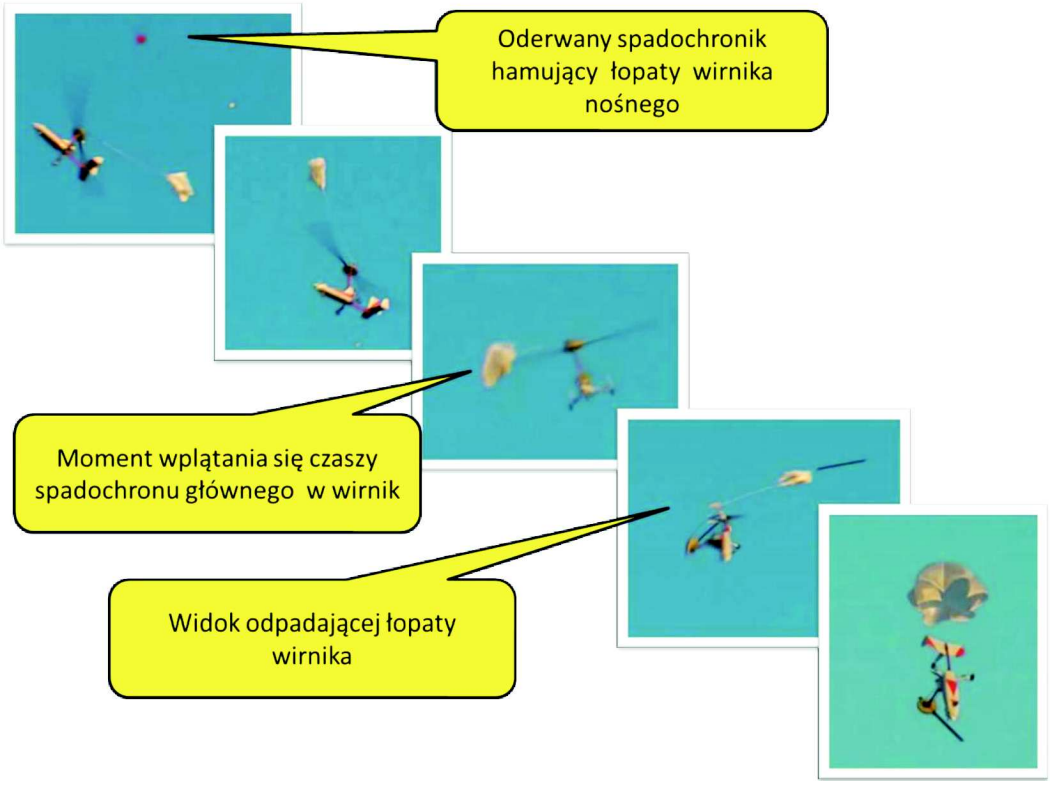
Mimo licznych prób stanowiskowych spadochronika hamującego łopaty wirnika zdarzyło się, że spadochronik ten urwał się podczas inicjacji systemu. Wydarzenie to miało miejsce podczas badań w locie systemu hamowania wirnika sparowanego z wyrzutnikiem firmy GALAXY GRS. Urwanie się spadochronika spowodowało, że wirnik nie został wyhamowany, przez co prędkość opadania wiatrakowca była mała na tyle, że czasza spadochronu głównego nie mogła się prawidłowo rozwinąć i opadła na wirnik nośny. W momencie zetknięcia z czaszą powstały tak duże obciążenia dynamiczne, że łopata wirnika uległa złamaniu i została z impetem odrzucona siłą odśrodkową. Na szczęście, mimo częściowego splątania linek i nawinięcia na głowicę czasza spadochronu rozwinęła się na tyle, że wiatrakowiec nie uległ całkowitemu rozbiciu (rys. 12).

5. Przejście na badania obiektu w dużej skali

Rozwiązania wypracowane na obiekcie w małej skali zaczęto przenosić na model w skali naturalnej. Wymagało to przeprowadzenia obliczeń, w wyniku których zdecydowano, aby spadochrony hamujące umieścić na każdej łopacie, gdyż w przeciwnym przypadku obciążenia łopat oraz

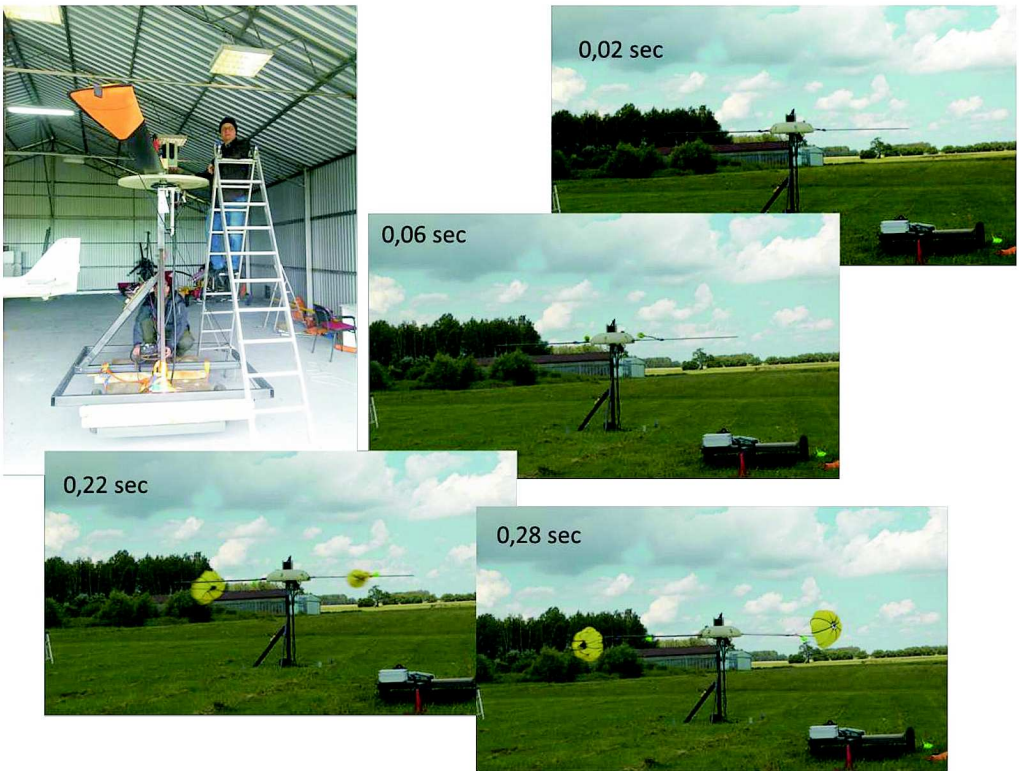


Rys. 11. Przebiegi czasowe wysokości oraz przyspieszenia zarejestrowane podczas testu systemu BRS z wyrzutnikiem rakietowym



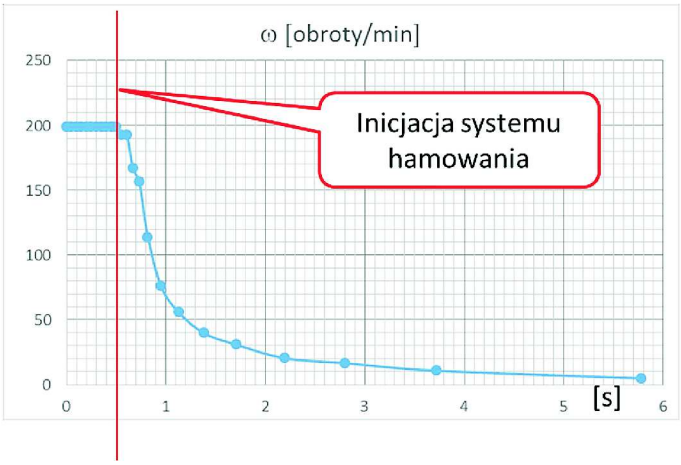
Rys. 12. Przykład skutku wplątania się spadochronu w łopaty wirnika nośnego spowodowanego oderwaniem się spadochronika hamującego

systemu zamocowania spadochronów były zbyt duże. O ile konsekwencje natury konstrukcyjnej wynikające ze zmiany skali geometrycznej testowanego rozwiązania dają się w znacznej mierze określić na drodze obliczeniowej (po przyjęciu nowych wartości parametrów układu, nowych warunków brzegowych lub warunków początkowych), to konsekwencje dotyczące niezawodności przeskalowanego układu są praktycznie nie do przewidzenia i badania eksperymentalne w tym zakresie muszą zostać powtórzone. Aby móc takie badania przeprowadzić, zbudowane zostało specjalne stanowisko do badań wirnika wiatrakowca z zabudowanym systemem BRS w pełnej skali (rys. 13).



Rys. 13. Stanowisko do badań wirnika wiatrakowca w pełnej skali i analiza poklatkowa procesu hamowania wirnika

Posunięcie to okazało się bardzo celowe, gdyż pierwszy problem, który się ujawnił po rozpoczęciu prób, to równoczesność działania spadochronów hamujących. Problem ten rozwiązano, porządkując proces rozwijania się spadochronów poprzez zastosowanie specjalnych pokrowców z uchwytami umożliwiającymi powtarzalne ułożenie linek oraz taśm uprzęży spadochronów hamujących.



Rys. 14. Przebieg czasowy spadku prędkości obrotowej (dzieło C. Rzymkowskiego utworzone na podstawie analizy zdjęć z szybkiej kamery)

6. Podsumowanie

W pracy opisano badania związane z przygotowaniem testu spadochronowego systemu bezpieczeństwa na wiatrakowcu w pełnej skali. Badania eksperymentalne wspierane były obliczeniami i symulacjami numerycznymi. W trakcie realizacji eksperymentów występowały zarówno sukcesy, jak też niepowodzenia, które wszakże w istotny sposób zwiększały wiedzę o cechach i możliwych scenariuszach zdarzeń związanych z działaniem systemu ratowniczego. Dzięki zastosowaniu bezzałogowych modeli wiatrakowców stopień zagrożenia dla realizatorów badań, jak i osób postronnych, uległ znaczącemu zmniejszeniu. Po opanowaniu techniki użycia spadochronu ratunkowego na konstrukcji modelowej, w kolejnym etapie prac, realizatorzy przewidują wykonanie podobnych eksperymentów na bezpilotowej konstrukcji pełnowymiarowej, odwzorowującej przebieg zjawisk w naturalnej skali. Pozwoli to docelowo opracować i wdrożyć system ratunkowy dla komercyjnych wiatrakowców eksploatowanych obecnie na świecie.

Wszelkie prawa zastrzeżone. Opracowanie i informacje zawarte w artykule są własnością konsorcjum KOMPOL s.c.-PW i podlegają ochronie prawem autorskim.

Publikacja dotowana z projektu współfinansowanego przez Narodowe Centrum Badań i Rozwoju w ramach programu Innotech, ścieżka programowa In-Tech.
Numer umowy: INNOTECH-K3/IN3/29/227736/NCBR/14

Bibliografia

1. Patent US4607814 – Ballistic recovery system – Google Patents
2. http://gyroaccidents.blogspot.com/
3. http://eur-lex.europa.eu/LexUriServ/LexUriServ.do?uri=OJ:L:2008:079:0001:0049:EN:PDF
4. http://www.galaxysky.cz/gyro-amp-helicopters-s65-en

Application of scaled models in the examination of ballistic recovery systems in gyrocopters

The project concerns investigations devoted to finding the way for application of Ballistic Recovery Systems (BRS) to light-weight rotor-wings (gyrocopters or helicopters). For a long time, such systems have been applied in ultralight aviation in the fixed-wing class. The idea of this concept relies on the fact that the harness of the parachute is linked with the frame of the plane. After opening the parachute, the plane is slowed down and sinks to the ground together with the crew. In order to avoid the collision of the parachute canopy with the elements of the plane, during the activation of the system the parachute canopy is deployed in space far from the plane.

In the case of fixed-wings aircraft, the application of the BRS is relatively simple. Unfortunatelly, in the case of the rotor-wings aircraft the main problem, is the risk that the canopy may embroil in the rotor. In the paper, the way of experimental investigations, which were undertaken by the research team for elaboration and testing different solutions of this problem are presented.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVII 2016

ANALIZA NUMERYCZNA CHARAKTERYSTYK AERODYNAMICZNYCH PROFILU NACA 0015 W ZASTOSOWANIU DO TURBIN WIATROWYCH TYPU DARRIEUSA

Krzysztof Rogowski, Ryszard Maroński, Piotr Lichota
Politechnika Warszawska, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej
e-mail: krogowski@meil.pw.edu.pl

W niniejszym artykule przedstawiono wyniki badań numerycznych współczynników sił aerodynamicznych profilu NACA 0015. Parametry przyjęte do obliczeń numerycznych takie jak prędkość przepływu niezaburzonego oraz liczba Reynoldsa odpowiadają typowemu zakresowi pracy małych i średnich turbin wiatrowych typu Darrieusa. W obliczeniach wykorzystano siatkę hybrydową złożoną z siatki strukturalnej z elementami prostokątnymi w pobliżu krawędzi łopat oraz z siatki niestrukturalnej z elementami trójkątnymi w pozostałym obszarze. Taka struktura siatki jest często wykorzystywana w obliczeniach numerycznych nieustalonych obciążeń aerodynamicznych łopat turbin wiatrowych typu Darrieusa. Obliczone wartości współczynników siły nośnej, siły oporu oraz współczynników ciśnień są zgodne z wynikami eksperymentalnymi w zakresie kątów natarcia od 0° do 10°. W obszarze oderwania obliczone wartości współczynników siły nośnej oraz oporu odbiegają od wartości zmierzonych. Dodatkowo eksperymentalne wartości współczynników oporu otrzymane w dwóch niezależnych eksperymentach nie są ze sobą spójne w przypadku przeciągnięcia.

1. Wstęp

Rozwój analitycznych modeli aerodynamicznych dla turbin wiatrowych typu Darrieusa spowodował konieczność stworzenia stabelaryzowanych charakterystyk aerodynamicznych profili lotniczych. Wymagania dotyczące charakterystyk aerodynamicznych profili wykorzystywanych do obliczeń turbin wiatrowych typu Darrieusa są szersze niż w przypadku typowych zastosowań lotniczych [10]. W typowych zagadnieniach mechaniki lotu [6] bardzo często wykorzystywane są charakterystyki aerodynamiczne z raportu [1], które dotyczą liczb Reynoldsa w zakresie od 3 do 9 milionów oraz kątów natarcia w zakresie ±25°. W przypadku turbin wiatrowych o pionowej osi obrotu liczby Reynoldsa są znacznie mniejsze, zaś zakres kątów natarcia jest znacznie szerszy. Jeżeli prędkość styczna łopaty V_t turbiny typu Darrieusa równa jest prędkości przepływu niezakłóconego V_0, wówczas geometryczny kąt natarcia łopaty osiąga wartość 90°. Kąt ten zawarty jest pomiędzy wektorem prędkości stycznej łopaty a wektorem prędkości względnej przy założeniu, że trzecie ramię trójkąta prędkości utworzone zostało przez wektor prędkości przepływu niezaburzonego V_0 [3]. W przypadku turbiny Darrieusa, której średnica w płaszczyźnie „równikowej" wynosi 17 m i której wirnik wykonuje 46 obr/min liczba Reynoldsa odniesiona do wektora prędkości względnej, długości cięciwy łopaty $c = 53$ cm oraz przy stosunku $V_t/V_0 = 1$, osiąga wartość maksymalną rzędu $3 \div 10^6$ [15]. Wartość ta maleje wraz ze wzrostem stosunku V_t/V_0. Ponadto dla małych turbin wiatrowych osiąga ona wartości rzędu $0.1 \div 10^6$ do $0.3 \div 10^6$ – jak w przypadku turbiny Sandia o średnicy 2 m, która badana była w tunelu aerodynamicznym [14]. Dlatego w przypadku turbin wiatrowych typu Darrieusa, wymagane są charakterystyki aerodynamiczne dla pełnego zakresu kąta natarcia (±180°) oraz dla małych liczb Reynoldsa (mniejszych niż $0.5 \div 10^6$).

W przypadku konstrukcji łopat turbin typu Darrieusa najczęściej wykorzystywane są profile symetryczne z serii NACA 00XX ze względu na korzystny stosunek wartości siły nośnej do wartościoporu (doskonałości aerodynamicznej) [4].

Yao i inni [16] analizowali osiągi aerodynamiczne profilu NACA 0018, stosując różne modele turbulencji oraz strukturalną siatkę obliczeniową. Otrzymane dane numeryczne współczynników sił aerodynamicznych porównano z rezultatami eksperymentalnymi dla $\mathrm{Re} = 5 \cdot 10^5$. Badania numeryczne niesymetrycznego profilu NREL S826 dla liczby $\mathrm{Re} = 100\,000$ wykonał Sarlak i inni [13], stosując podejście Large Eddy Simulation (LES). Uzyskane przez autorów wartości sił aerodynamicznych oraz ciśnień wzdłuż krawędzi profilu dość dobrze odpowiadają pomiarom przeprowadzonym w laboratorium mechaniki płynów w Technical University of Denmark. Obliczenia numeryczne oraz badania eksperymentalne charakterystyk profilu NACA 0015 przy małych liczbach Reynoldsa ($\mathrm{Re} = 68490$) w zakresie kątów natarcia $0^\circ \div 20^\circ$ przeprowadzili Izzet Şahin oraz Adem Acir [12]. Autorzy wykorzystali w swoich badaniach numerycznych program Fluent oraz siatkę strukturalną.

Symulacja numeryczna osiągów turbiny typu Darrieusa pracującej w reżimie dynamicznego oderwania wykonana była przez Alleta i innych [2]. Autorzy wykonali obliczenia, wykorzystując siatkę hybrydową złożoną z siatki strukturalnej przy krawędzi łopaty oraz z siatki niestrukturalnej o elementach trójkątnych w pozostałym obszarze. Badania numeryczne turbin typu Darrieusa wykorzystujące podobny typ siatki wykonywane były wielokrotnie, np. w pracach: [5], [7], [9], [11]. Powyższa dyskusja pokazuje, że większość obliczeń numerycznych charakterystyk profili lotniczych przeprowadzano, wykorzystując strukturalne siatki obliczeniowe w całym obszarze wirtualnego tunelu aerodynamicznego, natomiast obliczenia nieustalone turbin wiatrowych o pionowej osi obrotu wykonywano często stosując siatkę hybrydową. Powstaje zatem pytanie, jaka jest dokładność wyznaczania sił aerodynamicznych klasycznego profilu lotniczego dla przepływu ustalonego przy stosowaniu takiego rodzaju siatki? Celem niniejszej pracy jest analiza sił aerodynamicznych dla profilu NACA 0015, wykorzystując siatkę hybrydową oraz różne modele turbulencji. W artykule starano się odpowiedzieć na dwa pytania:

1. Czy stosując siatkę hybrydową, można uzyskać zadowalające wartości współczynników sił aerodynamicznych oraz zadowalające rozkłady współczynników ciśnień wzdłuż profili?
2. Który z wykorzystanych modeli turbulencji daje najbliższe rzeczywistości wartości współczynników sił aerodynamicznych oraz rozkłady ciśnień?

2. Dane eksperymentalne

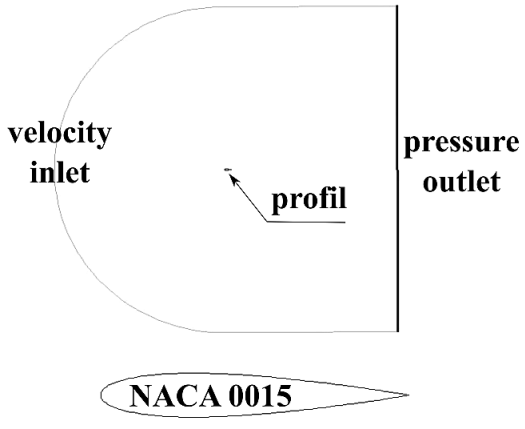
Wyniki obliczeń metodami numerycznej mechaniki płynów można uznać za miarodajne w zakresie kątów natarcia nieprzekraczających krytycznego kąta natarcia, dlatego w niniejszej pracy do obliczeń numerycznych wykorzystano charakterystyki aerodynamiczne profilu NACA 0015 dla liczby $\mathrm{Re} = 232\,940$ w zakresie kątów natarcia od 0° do 15°. Obliczone wartości współczynników sił aerodynamicznych oraz współczynniki ciśnień porównane zostały z wynikami doświadczalnymi z dwóch niezależnych źródeł: [8] oraz [14], przy czym na potrzeby tej pracy dane eksperymentalne z raportu [14], które przedstawione zostały w postaci tablic $C_L(\mathrm{Re}, \alpha)$ i $C_D(\mathrm{Re}, \alpha)$ interpolowano dla liczby Reynoldsa równej 232 940, stosując funkcje sklejane trzeciego stopnia (spline).

Pierwszy z eksperymentów przeprowadzony był w tunelu aerodynamicznym niskiej turbulencji w The Ohio State University. W tunelu badano płat wykonany z kompozytu. Płat posiadał w przekroju profil NACA 0015, zaś cięciwa miała długość 8 cali (20,32 cm). Rozpiętość badanego płata odpowiadała szerokości tunelu aerodynamicznego. Ciśnienia na powierzchni płata mierzono za pomocy 39 czujników. Więcej informacji na temat eksperymentu można znaleźć w pracy [8].

W niniejszej pracy wykorzystano również zbiór charakterystyk profilowych z raportu [14]. Raport ten jest najczęściej wykorzystywany w uproszczonych modelach aerodynamicznych turbin wiatrowych typu Darrieusa. Badania eksperymentalne wykonane były w tunelu aerodynamicznym w Wichita State University. Przestrzeń robocza wykorzystanego tunelu aerodynamicznego ma wymiary 2,13 m×3,03 m. Na potrzeby badań wykonano cztery symetryczne płaty aluminiowe, których cięciwa wynosiła 6 cali (15,24 cm), zaś rozpiętość 3 stopy (0,91 m). Trzy z czterech badanych płatów miały w przekroju poprzecznym profile NACA 009, NACA 0012, NACA 0015. Jeden z badanych płatów miał profil NACA 0012H, który był modyfikacją standardowego profilu NACA 0012. Płaty umieszczone były w specjalnej konstrukcji wewnątrz przestrzeni roboczej tunelu aerodynamicznego. Podczas badań płaty aluminiowe testowano dla następujących trzech liczb Reynoldsa: $0{,}35 \cdot 10^6$, $0{,}50 \cdot 10^6$ oraz $0{,}70 \cdot 10^6$ dla kątów natarcia w zakresie od 0° do 180°. Siły i momenty aerodynamiczne mierzono za pomocą badań wagowych. Dane uzyskane z pomiarów zostały stabelaryzowane i ekstrapolowane na inne liczby Reynoldsa oraz na inne kształty profili (między innymi NACA 0018, NACA 0022 i NACA 0025). Do interpolacji danych wykorzystano program komputerowy PROFILE. Więcej informacji na temat eksperymentu oraz stabelaryzowane charakterystyki aerodynamiczne badanych profili lotniczych można znaleźć w raporcie [14].

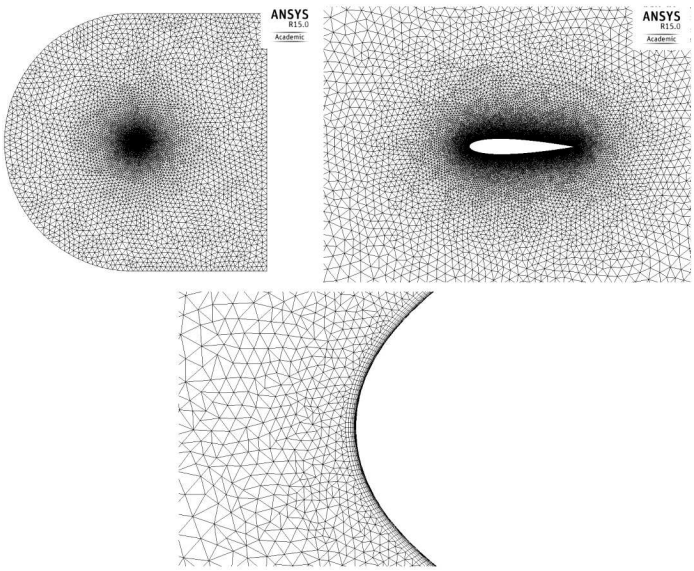
3. Model numeryczny

Model do obliczeń numerycznych wymaga przygotowania geometrii badanego przedmiotu oraz geometrii wirtualnego tunelu aerodynamicznego, wewnątrz którego umieszcza się badany przedmiot. W przypadku niniejszej pracy geometrią badanego przedmiotu jest obrys profilu symetrycznego NACA 0015, zaś geometrię wykorzystanego tunelu wirtualnego aerodynamicznego pokazano na rys. 1. Długość cięciwy badanego profilu przyjęto równą 0.4 m. Cięciwa taka odpowiada cięciwie profilu turbiny wiatrowej o pionowej osi obrotu, której opis oraz obliczone charakterystyki przedstawione zostały w pracy [11]. Odległość krawędzi tunelu wirtualnego od krawędzi badanego profilu wynosi co najmniej 10 długości cięciw w każdym kierunku.



Rys. 1. Model numeryczny: obszar wirtualnego tunelu aerodynamicznego, profil NACA 0015

Obszar geometryczny przedstawiony na rys. 1 podzielony został na elementy skończone trójkątne oraz prostokątne. Elementy prostokątne strukturalne znajdują się w bliskiej odległości od krawędzi profilu. Zastosowanie takiej koncepcji pozwala na lepsze odwzorowanie warstwy przyściennej. W pozostałym obszarze zastosowano podział na elementy niestrukturalne trójkątne. Na rys. 2 przedstawiono siatkę, która została wykorzystana we wszystkich symulacjach.

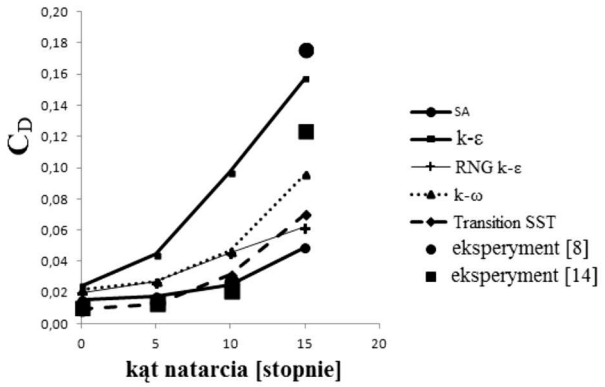


Rys. 2. Siatka

4. Dyskusja wyników

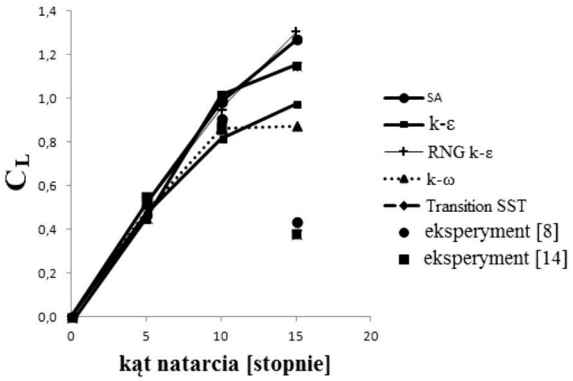
W niniejszym rozdziale przedstawiono wyniki obliczeń numerycznych sił aerodynamicznych oraz rozkładów ciśnień wzdłuż krawędzi profilu NACA 0015. Wyniki numeryczne zostały porównane z wynikami eksperymentalnymi [8] oraz [14]. W obliczeniach założono prędkość przepływu niezaburzonego $V_0 = 8{,}12$ m/s. Dla tej wartości prędkości przepływu oraz dla założonej cięciwy 0,4 m liczba Reynoldsa wynosi 232 940. Podczas symulacji rozpatrywano przepływ ustalony lepki i nieściśliwy. Analizowano następujące modele turbulencji: Spalarta-Allmarasa, k-ε, RNG k-ε oraz Transition SST. Przyjęto również parametry turbulencji odpowiadające parametrom tunelu aerodynamicznemu niskiej turbulencji. Parametry te są następujące: intensywność turbulencji $IT = 0{,}1\%$ oraz skala turbulencji 0,005 m.

Na rys. 3 przedstawiono wykres współczynnika oporu C_D w funkcji kąta natarcia w zakresie 0÷15 stopni. Wyniki przedstawione zostały dla pięciu modeli turbulencji. Dodatkowo na wykres naniesiono dane eksperymentalne pochodzące z dwóch źródeł [8] i [14]. Analizując wykres, zauważyć można, że dane eksperymentalne nie są spójne dla kąta natarcia równego 15 stopni. W przypadku obliczeń numerycznych wyniki najbardziej zbliżone do wyników eksperymentalnych uzyskano, stosując modele turbulencji Spalarta-Allmarasa oraz Transition SST dla kątów natarcia w zakresie 0-10 stopni.



Rys. 3. Współczynnik siły oporu w funkcji kąta natarcia

Wartości współczynnika siły nośnej C_L przedstawione zostały na rys. 4. Jak można zauważyć, wyniki dwóch eksperymentów są w tym przypadku bardziej spójne, dla kąta natarcia równego 15° niż w przypadku współczynnika oporu C_D. Oba eksperymenty wykazały, że przeciągnięcie występuje przy kącie natarcia równym 10°. Dla zakresu kątów natarcia od 0 do 10 stopni wartości obliczonych numerycznie współczynników siły nośnej niezależnie od wykorzystanego modelu turbulencji są zbieżne z wynikami eksperymentalnymi. Powyżej tego zakresu kątów natarcia rezultaty numeryczne są zawyżone w stosunku do wyników eksperymentalnych.



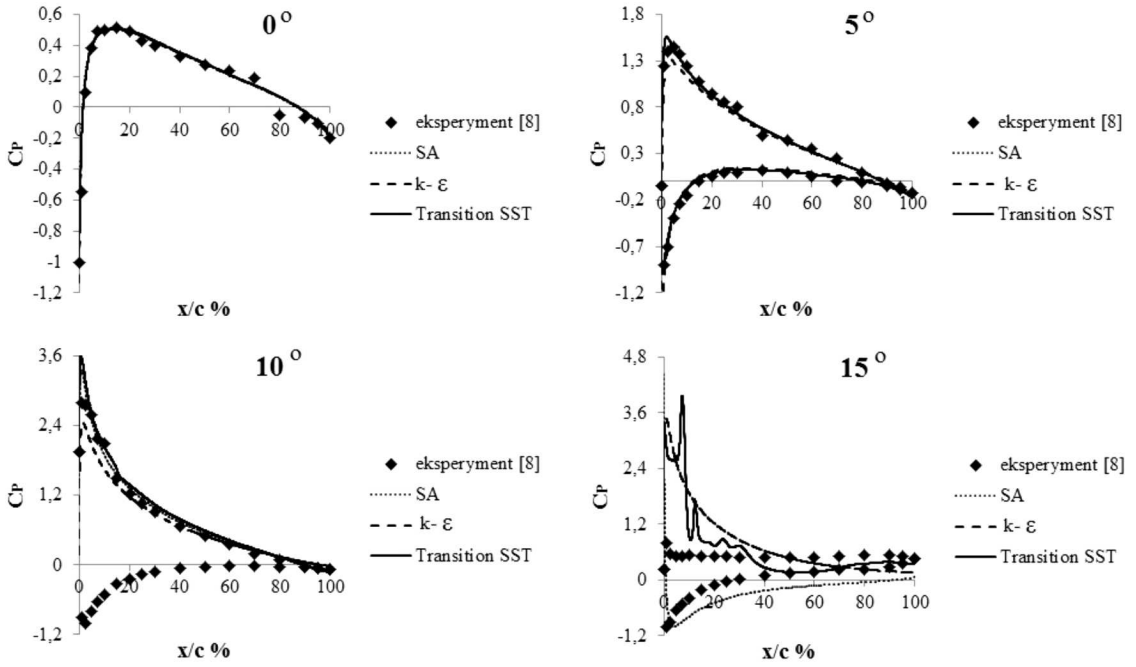
Rys. 4. Współczynnik siły nośnej w funkcji kąta natarcia

W celu lepszej oceny uzyskanych wyników numerycznych wykonano obliczenia rozkładów bezwymiarowych współczynników ciśnień C_P. Wyniki numeryczne porównane zostały z wynikami eksperymentalnymi, które zawarte zostały jedynie w pracy [8]. Na rys. 5 przedstawiono wartości współczynnika C_P dla czterech kątów natarcia: 0°, 5°, 10° oraz 15°. Dla lepszej przejrzystości wykresów w niniejszym artykule wykorzystano wyniki numeryczne dla trzech modeli turbulencji: Spalarta-Allmarasa, k-ε oraz Transition SST. Jak można zauważyć ma przedstawionych rysunkch, najlepszą zgodność uzyskanych wyników numerycznych z wynikami eksperymentalnymi uzyskano dla kąta natarcia 0° oraz 5°. Dla kąta natarcia równego 10° zaobserwowano pewne nieznaczne różnice w wynikach numerycznych otrzymanych dla różnych modeli turbulencji. Dla kąta natarcia 15° widoczne są istotne różnice pomiędzy wynikami badań eksperymentalnymi oraz wynikami obliczeń numerycznych.

5. Wnioski

Celem niniejszej pracy jest analiza sił aerodynamicznych profilu NACA 0015, stosując siatkę hybrydową oraz różne modele turbulencji. Na podstawie przeprowadzonych analiz numerycznych można wyciągnąć następujące wnioski:

- Zastosowanie siatki hybrydowej pozwala uzyskać zadowalające wyniki współczynników siły aerodynamicznej C_L oraz C_D w zakresie kątów natarcia nieprzekraczających wartości krytycznego kąta natarcia.
- Modelami turbulencji, dla których uzyskano współczynniki siły oporu najbardziej zgodne z wynikami eksperymentami w zakresie kątów natarcia 0-10 stopni, są modele Transition SST oraz Spalarta-Allmarasa.
- Dla niektórych modeli turbulencji, takich jak np. model k-ε czy model k-ε, uzyskano mniej zgodne z eksperymentem wartości współczynników oporu, ale bardziej zgodne z eksperymentem wartości współczynników siły nośnej.
- Badania potwierdziły, że siatka hybrydowa oraz wykorzystany model numeryczny może być zastosowany do obliczeń profili lotniczych przymałych liczbach Reynoldsa.



Rys. 5. Rozkłady współczynników ciśnień dla czterech różnych kątów natarcia

Bibliografia

1. Abbott I.H., von Doenhoff A.E., Stivers L., 1945, *Summary of Airfoil Data*, NACA TR-824
2. Allet A., Hallé S., Paraschivoiu I., 1999, Numerical simulation of dynamic stall around an airfoilin darrieus motion, *Journal of Solar Energy Engineering*, **121**
3. Amet E., Maítre T., Pellone C., Achard J.-L., 2009, 2D numerical simulations of blade-vortex interaction in a Darrieus turbine, *Journal of Fluids Engineering*, **131**, 111103-1-15
4. Blackwell B.F., 1974, *The Vertical-Axis Wind Turbine "How it Works"*, Report SLA-74-0160
5. Danao L.A., Qin N., Howell R., 2012, A numerical study of blade thicknessand camber effects on vertical axiswind turbines, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A, Journal of Power and Energy*, **226**, 7
6. Fiszdon W., 1952, *Mechanika lotu część 1 oraz 2*, Państwowe Wydawnictwo Naukowe, Warszawa
7. Fleisinger M., Vesenjak M., Hriberšek M., 2014, Flow driven analysis of a darrieus water turbine, *Strojniški Vestnik – Journal of Mechanical Engineering*, **60**, 12
8. Miller D.S., 2008, *Lift, Drag and Moment of a NACA 0015 Airfoil*, Aerospace Engineering, The Ohio State University, Columbus
9. Nobile R., Vahdati1 M., Barlow J., Mewburn-Crook A., 2011, Dynamic stall for a Vertical Axis Wind Turbine in a two-dimensional study, *World Renewable Energy Congress*, Sweden, Linkping
10. Paraschivoiu I., 2002, *Wind Turbine Design: with Emphasis on Darrieus Concept*, Polytechnic International Press, Canada
11. Rogowski K., 2014, *Analysis of Performance of the Darrieus Wind Turbines*, Ph.D. Thesis, Warsaw
12. Şahin I., Acir A., 2015, Numerical and experimental investigations of lift and drag performances of NACA 0015 Wind Turbine Airfoil, *International Journal of Materials, Mechanics and Manufacturing*, **3**, 1

13. Sarlak H., Mikkelsen R., Sarmast S., Sørensen J.N., 2014, Aerodynamic behaviour of NREL S826 airfoil at Re=100,000, *Journal of Physics: Conference Series*, **524**

14. Sheldahl R.E., Klimas P.C., 1981, *Aerodynamic Characteristics of Seven Symmetrical Airfoil Sections Through 180-Degree Angle of Attack for Use in Aerodynamic Analysis of Vertical Axis Wind Turbines*, Report SANDS0-2114

15. Worstell M.H., 1979, *Aerodynamic Performance of the 17 Meter Diameter Darrieus Wind Turbine*, Report SAND78-1737

16. Yao J., Yuan W., Wang J., Xie J., Zhou H., Peng M., SunY., 2012, Numerical simulation of aerodynamic performance for twodimensional wind turbine airfoils, *International Conference on Advances in Computational Modeling and Simulation, Procedia Engineering*, **31**

Performance analysis of the Darrieus wind turbine for NACA 4 digit airfoils

In this paper, numerical results of airfoil characteristics are presented for NACA 0015 profile. Simulation parameters, such as velocity of an undisturbed flow and the Reynolds number, correspond to typical operating conditions of small-size and medium-size Darrieus-type wind turbines. During simulations, a hybrid mesh consisting of a structured quadrilateral element mesh close to the airfoil edge and a triangular unstructured mesh elsewhere, are taken into account. Such a mesh distribution is often used for unsteady analysis of aerodynamic blade loads of Darrieus-type wind turbines. Computed results of lift and drag coefficients as well as the results of pressure coefficients are satisfactory in comparison with experimental results in the range of angles of attack from 0° to 10°. In the stall region, the computed results of the lift coefficients and drag coefficients are not acceptable. Furthermore, the experimental results of the drag coefficients from two independent experiments are not consistent in the stall region.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVII 2016

BADANIE WPŁYWU CZTEROCYFROWYCH PROFILI NACA NA OSIĄGI TURBINY WIATROWEJ TYPU DARRIEUSA

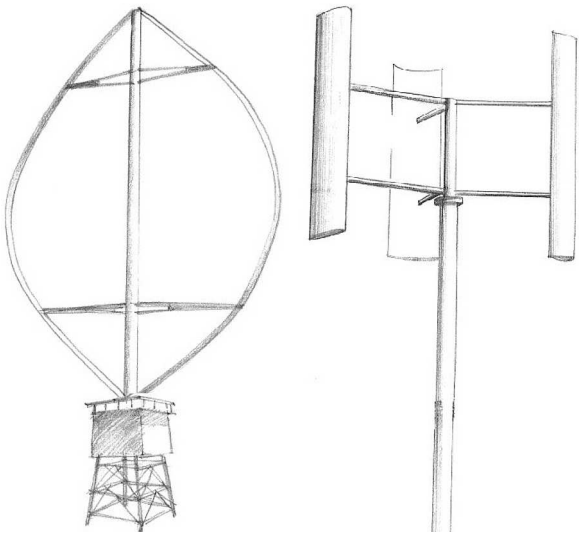
Krzysztof Rogowski, Ryszard Maroński, Tomasz Olszewski
Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej, Politechnika Warszawska
e-mail: krogowski@meil.pw.edu.pl

Ostatnimi laty nastąpił wzrost zainteresowania energetyką wiatrową. Podyktowany jest on rosnącym zapotrzebowaniem na energię elektryczną oraz polityką proekologiczną krajów rozwiniętych. Wiele ośrodków badawczych oraz firm jest zainteresowanych instalacją na morzu turbin wiatrowych o pionowej osi obrotu z wirnikiem typu Darrieusa. W tej pracy przedstawiono analizę teoretyczną osiągów turbiny typu Darrieusa dla sześciu czterocyfrowych profili aerodynamicznych serii NACA. Badania numeryczne przeprowadzono dla wyróżnika szybkobieżności 5.19. Największą wartość współczynnika mocy uzyskano dla profilu NACA 2414. Pokazano również, że największy wpływ na siły aerodynamiczne ma strzałka ugięcia profilu. Różnice w osiągach aerodynamicznych turbiny są niewielkie w przypadku profili o grubości względnej 14 oraz 18 procent.

1. Wstęp

W 1931 roku francuski inżynier lotnictwa Georges Jean Marie Darrieus opatentował wirnik turbiny wiatrowej zdolny do pracy niezależnie od kierunku wiatru oraz w niekorzystnych warunkach pogodowych [6]. Turbina wiatrowa Darrieusa posiadająca wirnik o pionowej osi obrotu wykorzystywana jest najczęściej do konwersji energii wiatru na energię elektryczną. Wirnik turbiny Darrieusa złożony jest z kilku zakrzywionych łopat przymocowanych do pionowej obrotowej wieży. Zastosowanie odpowiedniej krzywizny łopat pozwala zmniejszyć naprężenia zginające łopat powstałe w wyniku dużych prędkości obrotowych wirnika. Inną zaletą tego rodzaju turbin wiatrowych jest możliwość umieszczenia generatora na poziomie gruntu. Ponadto koszty wytworzenia łopat oraz wieży są niższe w porównaniu do konwencjonalnych turbin wiatrowych o poziomej osi obrotu [2], [4]. W roku 1927 G. Darrieus zaproponował również inne możliwe rozwiązania wirników o pionowej osi obrotu. Jednym z nich był H-wirnik (wirnik w układzie H) znany również jako „Giromill" lub „H-bar". Wirnik tego typu składa się z długich prostych łopat, które najczęściej zamocowane są do wieży za pomocą horyzontalnych wsporników. Największe trudności przy projektowaniu turbiny wiatrowej Darrieusa sprawia jej praca przy silnych wiatrach oraz niski moment startowy. Natomiast w przypadku turbiny z wirnikiem w układzie H, duże prędkości obrotowe wirnika oraz masa łopat powodują powstanie dużych sił odśrodkowych oraz naprężeń gnących. Na rys. 1 pokazano turbinę wiatrową z wirnikiem Darrieusa oraz turbinę z wirnikiem w układzie H [11], [13].

Na przestrzeni lat powstało wiele modeli aerodynamicznych dla turbin wiatrowych z wirnikiem Darrieusa. Modele te można sklasyfikować według następujących kategorii: modele „pędowe", modele wirowe oraz metody numerycznej mechaniki płynów (ang. *computational fluid dynamics*, CFD). Do pierwszej grupy modeli zaliczyć można między innymi „single streamtube model – SSM" zaproponowany w 1974 roku przez Templina, „multiple streamtube model – MSM" przedstawiony w 1974 przez Wilsona oraz Lissamana. Model ten był jeszcze kilkukrotnie udoskonalany przez różnych badaczy. Najbardziej zaawansowanym modelem z tej grupy jest



Rys. 1. Turbina Darrieusa (po lewej) oraz turbina z wirnikiem w układzie H (po prawej) [9]

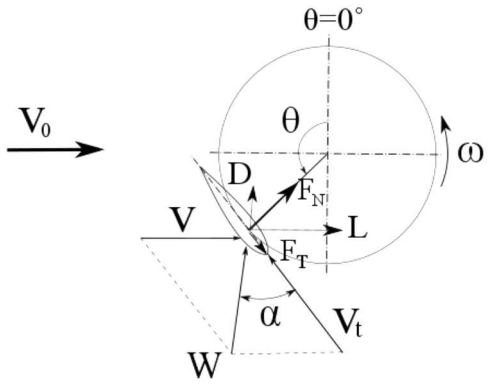
„double-multiple streamtube model – DMS". Modele wirowe (*vortex models*) są modelami opartymi na analizie systemu wirów związanych z łopatą oraz wirów swobodnych, które warunkują istnienie cyrkulacji, czyli również powstanie siły nośnej na łopacie. Modele te dają możliwość uzyskania dokładniejszych rezultatów w porównaniu z modelami bazującymi na zasadzie zachowania pędu, jednak w tym przypadku koszty obliczeniowe są znacznie większe [9]. Rozwój metod numerycznej mechaniki płynów oraz rosnące moce obliczeniowe współczesnych komputerów pozwalają na bardziej wnikliwą analizę osiągów różnych typów turbin wiatrowych [14]. Metody te dają możliwość wyznaczenia sił aerodynamicznych na łopatach, pól ciśnień i prędkości oraz parametrów turbulencji. Obliczenia numeryczne mogą stanowić bazę dla badań tunelowych oraz polowych. Jednak w przypadku metod numerycznej mechaniki płynów koszty obliczeniowe są największe spośród wspomnianych wcześniej metod. Ponadto ze względu na błędy w oszacowaniu krytycznego kąta natarcia, metody CFD nie mogą być wykorzystane do analizy osiągów turbiny w pełnym zakresie wyróżników szybkobieżności [15].

Oryginalnie turbina Darrieusa posiada łopaty o profilu symetrycznym. W konstrukcji łopat najczęściej wykorzystywane są czterocyfrowe profile NACA 00XX ze względu na możliwość uzyskania wysokiej wartości siły nośnej w stosunku do oporu oraz korzystnych charakterystyk przeciągnięcia. Opłacalność turbiny wiatrowej jest kompromisem pomiędzy maksymalizacją jej wydajności energetycznej oraz minimalizacją kosztów wytworzenia wszystkich jej elementów, takich jak łopaty, wieża, przekładnia, generator itp. Profile aerodynamiczne wytwarzające dużą siłę nośną powodują powstanie dużego maksymalnego momentu obrotowego wirnika. Z tego powodu w Ohio State University opracowano nową rodzinę profili aerodynamicznych dla turbin o pionowej osi obrotu charakteryzującą się przepływem laminarnym w przedniej części profilu oraz wczesnym przeciągnięciem. W wyniku przeprowadzonych testów okazało się, że profile laminarne faktycznie przyczyniają się do wzrostu osiągów turbiny, jednak zabrudzenie łopat spowodowane np. przez owady może istotnie obniżyć jej moc [12]. W roku 2006 Claessens z Delft University of Technology podjął próbę zaprojektowania profilu dla małej turbiny wiatrowej o osi pionowej. Punktem wyjścia w jego badaniach był profil NACA 0018, natomiast produktem końcowym był profil DU 06-W-200. Profil ten jest profilem laminarnym o grubości 20% oraz strzałką ugięcia wynoszącą 0.8%. Pomimo wzrostu grubości profilu o 2%, jego osiągi nie uległy pogorszeniu w stosunku do profilu oryginalnego (NACA 0018), natomiast wytrzymałość konstrukcji uległa poprawie. Zaobserwowano również, że strzałka ugięcia 0.8% wpływa na poprawę osiągów turbiny. Ponadto dla wyróżnika szybkobieżności równego 3 profil ten okazał się mniej wrażliwy na zabrudzenia w stosunku do profilu NACA 0018 [5].

Celem tej pracy jest analiza sił aerodynamicznych oraz osiągów turbiny typu Darrieusa dla szeregu czterocyfrowych profili aerodynamicznych z serii NACA przy wykorzystaniu metody numerycznej mechaniki płynów.

2. Zasada działania turbiny wiatrowej Darrieusa

Zasada działania turbiny Darrieusa wynika ze zmiany pędu płynu, który przepływa przez obracające się łopaty, oraz powstania na nich sił aerodynamicznych. Aby wyjaśnić zasadę działania turbiny Darrieusa, rozpatrzmy przekrój przez wirnik płaszczyzną „równikową", prostopadłą do osi wirnika (rys. 2). Prędkość względna powietrza W jest sumą wektorową lokalnej prędkości przepływu w obszarze wirnika V oraz prędkości stycznej łopaty V_t, której wartość bezwzględna definiowana jest jako iloczyn prędkości kątowej turbiny ω oraz promienia wirnika R. Stosunek prędkości stycznej łopaty do prędkości przepływu niezaburzonego V_0 nazywany jest wyróżnikiem szybkobieżności (ang. *tip speed ratio*). Kąt natarcia α zawarty jest pomiędzy kierunkiem prędkości względnej W oraz cięciwą. Siły aerodynamiczne działające na łopatę wirnika zrzutowane na kierunek równoległy i prostopadły do kierunku wektora prędkości względnej dają składową siły oporu D oraz składową siły nośnej L. Składowa styczna siły aerodynamicznej F_T jest sumą wektorową siły nośnej oraz siły oporu zrzutowanych na kierunek styczny do trajektorii łopaty. Prostopadle do niej działa siła normalna F_N. Siła F_T będąca źródłem momentu obrotowego wirnika ma wartość dodatnią wtedy, gdy składowa siły nośnej zrzutowana na kierunek styczny ma wartość większą niż składowa siły oporu. Kąt natarcia α uzależniony jest od lokalnej prędkości przepływu V, prędkości stycznej V_t oraz od położenia łopaty (azymutu) θ. Dla przykładowego azymutu θ pokazanego na rysunku i przy ustalonej prędkości V kąt natarcia α maleje wraz ze wzrostem prędkości stycznej V_t. Dlatego przy małym stosunku prędkości V_t/V_0 oraz przy dużych zmianach kąta natarcia łopaty występuje zjawisko przeciągnięcia dynamicznego i osiągi aerodynamiczne turbiny są niekorzystne. Z tego powodu pożądane jest, aby turbina wiatrowa wirowała przy dużych prędkościach obrotowych. Jednak w przypadku zbyt dużych prędkości obrotowych wirnika jego osiągi również maleją. W tym przypadku jednak powody są inne. Pierwszy powód wynika z charakterystyk aerodynamicznych profilu. Wraz ze wzrostem prędkości stycznej V_t łopaty maleje kąt natarcia i siła nośna. Ponadto dla stosunku prędkości $V_t/V_0 \approx 4 \div 5$ mogą pojawić się dodatkowe efekty, takie jak np. ruch łopaty w śladzie wirowym pozostawionym przez tę samą łopatę lub przez inną łopatę wirnika. Jak można zauważyć na podstawie przeprowadzonej dyskusji, przepływ płynu wokół wirnika turbiny Darriusa jest bardzo złożony. Ponadto turbina ta powinna być tak dobrana do warunków wiatrowych w danej lokalizacji, aby przez większą część czasu pracowała poza obszarem dynamicznego przeciągnięcia oraz przy jak największym stosunku L/D [3], [16].



Rys. 2. Zasada działania turbiny Darrieusa. Składowe siły aerodynamicznej, wektory prędkości oraz kąty

Składowe siły aerodynamicznej, styczna F_T oraz normalna F_N definiowane są w następujący sposób:

$$F_T = \frac{1}{2} CFT\, \rho A_b W^2 \qquad F_N = \frac{1}{2} CFN\, \rho A_b W^2 \tag{2.1}$$

We tych wzorach wielkości CFT oraz CFN są odpowiednio bezwymiarowymi współczynnikami siły stycznej oraz normalnej. Natomiast stała A_b jest iloczynem cięciwy łopaty przez jej długość. W tym artykule przedstawiono wyniki obliczeń dla turbiny dwuwymiarowej. W tym przypadku założona jest jednostkowa wysokość łopaty i dlatego $A_b = c \cdot 1$. Osiągi turbiny Darrieusa określa współczynnik mocy C_P, który definiowany jest jako stosunek mocy czynnej na wale wirnika P do mocy strumienia wiatru o prędkości V_0 oraz polu przekroju wirnika A. W przypadku wirnika w układzie H przekrój ten definiowany jest jako iloczyn średnicy wirnika $2R$ i wysokość łopat H. W tym artykule pole przekroju wynosi $A = 2R \cdot 1$, gdyż zakładamy jednostkową wysokość łopaty. Z teorii strumieniowej wynika, że maksymalna wartość współczynnika mocy wynosi $16/27 \approx 0{,}593$ i nazywana jest niekiedy sprawnością Betza [8]. Aby obliczyć współczynnik mocy wirnika C_P, należy najpierw wyznaczyć uśrednioną wartość siły stycznej $\overline{F}_T$, a następnie wartość średnią momentu $\overline{T}$:

$$\overline{F}_T = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} F_T(\theta)\, d\theta \qquad \overline{T} = N \overline{F}_T R \tag{2.2}$$

gdzie N jest liczbą łopat, zaś R jest promieniem wirnika. Moc czynna P jest iloczynem uśrednionej wartości momentu $\overline{T}$ oraz prędkości kątowej wirnika ω:

$$P = \overline{T} \omega \tag{2.3}$$

Współczynnik mocy C_P jest zatem równy:

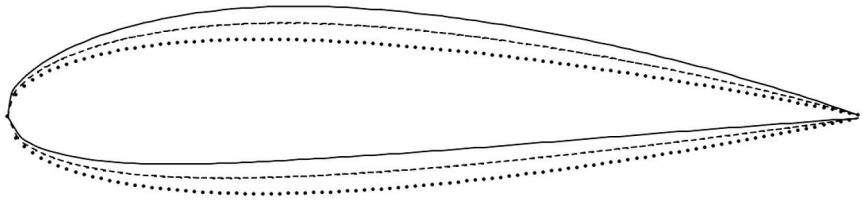
$$C_P = \frac{P}{\frac{1}{2} \rho V_0^3 A} \tag{2.4}$$

3. Model turbiny wiatrowej typu Darrieusa

Analiza numeryczna klasycznej turbiny Darrieusa jest dość skomplikowanym zadaniem z dwóch powodów. Po pierwsze, rozmiary tych turbin są dość duże i koszty obliczeń numerycznych są bardzo znaczące. Drugim problemem jest dynamiczne przeciągnięcie, które w przypadku turbin z zakrzywionymi łopatami (rys. 1) występuje praktycznie zawsze podczas pracy turbiny. Jest tak, ponieważ w pewnej odległości od osi wirnika prędkości styczne elementów łopaty są znacznie mniejsze w porównaniu z prędkością styczną w „płaszczyźnie równikowej" wirnika. Dlatego najczęściej do analizy sił aerodynamicznych i osiągów turbiny Darrieusa zakłada się dwuwymiarowy model geometryczny, taki jak pokazano na rys. 2. W takim modelu geometrycznym uwzględnia się liczbę łopat oraz niekiedy wieżę.

W niniejszej pracy wykorzystano geometrię turbiny wiatrowej McDonnell's 40 kW [1]. Wirnik turbiny o promieniu równym 8.84 m składa się z trzech prostych łopat o długości 12.9 m oraz cięciwie 0.61 m. W przekroju poprzecznym łopaty zastosowano symetryczny profil NACA 0018. Podczas symulacji nie uwzględniono obecności wieży oraz wsporników łopat. Jednym z celów pracy jest dobór kształtu profilu aerodynamicznego łopaty turbiny. W badaniach numerycznych wykorzystano sześć czterocyfrowych profili z serii NACA różniących się grubością oraz kształtem linii szkieletowej. Profilem wyjściowymi tej rodziny profili jest jeden profil symetryczny. Pierwsza cyfra w oznaczeniu profilu oznacza strzałkę linii środkowej w setnych częściach cięciwy, druga

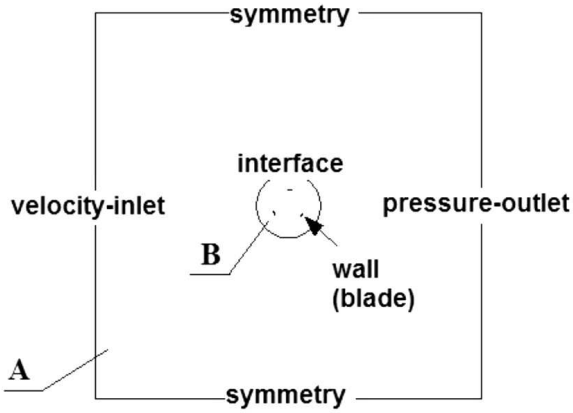
cyfra oznacza położenie strzałki ugięcia w dziesiątych częściach cięciwy natomiast dwie ostatnie cyfry oznaczają procentową grubość profilu [7]. Podczas symulacji wszystkie profile zamocowane były w 1/4 długości cięciwy natomiast cięciwa pozostawała styczna do trajektorii w punkcie zamocowania.



Rys. 3. Profile aerodynamiczne: NACA 0018 (linia kropkowana), NACA 2418 (linia przerywana) oraz NACA 4418 (linia ciągła)

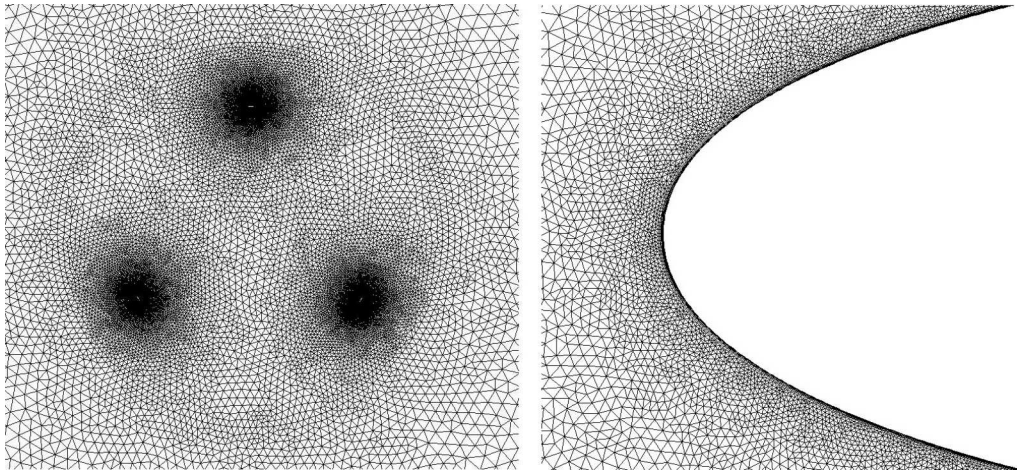
4. Model numeryczny

Podczas symulacji pracy turbiny wiatrowej z wirnikiem typu Darrieusa wykorzystano parametry geometryczne przedstawione w poprzednim rozdziale. Wirnik turbiny, złożony z trzech profili, umieszczony został w środku płaskiego obszaru wirtualnego tunelu aerodynamicznego o kształcie kwadratu. Na rys. 4 obszar ten oznaczono symbolem A. Dodatkowo w bliskim otoczeniu wirnika wyodrębniono mniejszy obszar w kształcie koła – obszar B. W trakcie procesu obliczeniowego obszar B może obracać się względem obszaru A, dzięki czemu analizowany jest przepływ nieustalony wokół wirnika turbiny. W pracach [14] oraz [15] pokazano, że długość obszaru A powinna być minimum 10 razy większa niż średnica wirnika. W przeciwnym razie obliczone wartości sił i momentów będą zawyżone.



Rys. 4. Model numeryczny

Tak zdefiniowany obszar podzielono na elementy skończone, stosując hybrydową siatkę złożoną z elementów strukturalnych prostokątnych w pobliżu krawędzi łopat oraz siatkę niestrukturalną z elementami trójkątnymi w pozostałym obszarze. Zastosowanie siatki strukturalnej ma na celu jak najlepsze odwzorowanie warstwy przyściennej. Analiza wrażliwości rozwiązania na rodzaj siatki pokazana została w pracy [15]. W tym artykule dla wszystkich profili zastosowano następujące parametry siatki: krawędzie profili podzielone zostały na równe odcinki o długości 0,5 mm, liczba warstw siatki strukturalnej w kierunku normalnym do krawędzi profilu wynosi 15, grubość pierwszej warstwy siatki strukturalnej wynosi $2 \cdot 10^{-6}$ m, krawędzie zewnętrzne obszaru obliczeniowego podzielono na 20 równych odcinków.



Rys. 5. Siatka dla modelu numerycznego

W tym artykule przedstawiono rezultaty badań sił oraz obciążeń aerodynamicznych dla jednej wartości wyróżnika szybkobieżności równej 5,19. Wyróżnik szybkobieżności (TSR) definiowany jest jako stosunek prędkości stycznej łopaty do prędkości przepływu niezakłóconego (prędkości wiatru):

$$TSR = \frac{V_t}{V_0} = \frac{\omega R}{V_0} \tag{4.1}$$

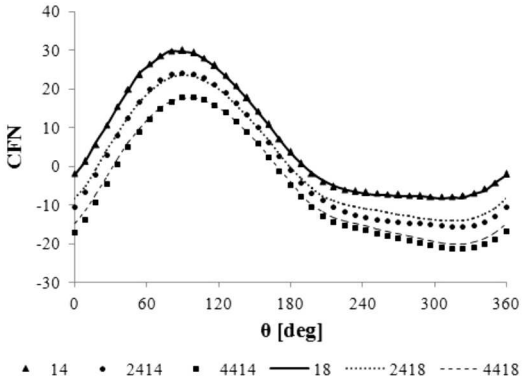
Na podstawie wcześniejszych oszacowań Rogowskiego [15] oraz Jankowskiego [10] turbina ta osiąga maksymalną wartość współczynnika mocy C_P przy wyróżniku szybkobieżności $TSR \approx 4 \div 5$. Ponadto w przypadku typowej turbiny Darrieusa efekty dynamicznego przeciągnięcia oraz efekty wtórne (*secondary effects*) są najmniej odczuwalne dla wyróżnika szybkobieżności w zakresie $4 \div 6$ [12]. Dla zadanego wyróżnika szybkobieżności ($TSR = 5{,}19$) prędkość wiatru jest równa 13,89 m/s, natomiast prędkość kątowa wirnika wynosi 8,15 rad/s.

Wszystkie wyniki obliczeń przedstawione w tym artykule uzyskano, wykorzystując komercyjny pakiet ANSYS Fluent. Do symulacji przepływu nieustalonego i lepkiego wykorzystano solver transient oraz model turbulencji SST k-ω. Warunki brzegowe pokazane zostały na rys. 4.

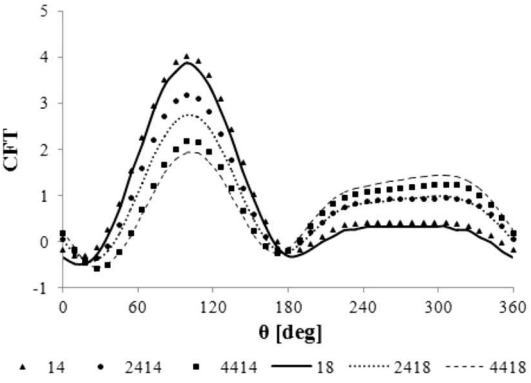
5. Dyskusja wyników

Współczynniki składowych siły aerodynamicznej, normalnej oraz stycznej dla pojedynczej łopaty, zaprezentowane zostały na rys. 6 oraz 7. Jak można zauważyć (rys. 6), siła normalna zależy głównie od kształtu linii środkowej profilu (linii szkieletowej). W przypadku siły stycznej jej wartość zależy również od grubości profilu, chociaż kształt linii szkieletowej odgrywa większą rolę. Jak pokazano na rys. 7, przewaga cieńszych profili widoczna jest jednak głównie w zawietrznej części wirnika. W przypadku nawietrznej części wirnika maksymalna wartość składowej siły normalnej jest około $7 \div 9$ razy większa w porównaniu z maksymalną wartością siły stycznej. Profile symetryczne wytwarzają największą siłę styczną w porównaniu z profilami wypukłymi. Jednak w zawietrznej części wirnika osiągi profili symetrycznych są stosunkowo słabe. Zaobserwowano, że wraz ze wzrostem strzałki ugięcia profili zarówno siła styczna, jak i normalna malały w części nawietrznej oraz rosły w części zawietrznej. Aby odpowiedzieć na pytanie, który z profili daje optymalne osiągi, należy scałkować składową siły stycznej wzdłuż obwodu wirnika dla każdej z łopat. Uzyskane rezultaty współczynnika mocy C_P przedstawiono w tabeli 1. Jak można zauważyć, wartość współczynnika mocy jest większa w przypadku cieńszych profili, zaś

dla profilu NACA 2414 uzyskano największą wartość współczynnika mocy C_P równą 0,5314. W porównaniu z oryginalnym profilem NACA 0018 współczynnik ten jest większy o 9,5%.



Rys. 6. Współczynnik siły normalnej w funkcji azymutu



Rys. 7. Współczynnik siły stycznej w funkcji azymutu

Tabela 1. Współczynniki mocy dla wyróżnika szybkobieżności 5,19

NACA	0014	2414	4414	0018	2418	4418
C_P	0,4995	0,5314	0,4801	0,4852	0,4687	0,4520

6. Wnioski

Celem niniejszej pracy była analiza sił aerodynamicznych oraz osiągów turbiny typu Darrieusa przy wykorzystaniu metody numerycznej mechaniki płynów dla sześciu czterocyfrowych profili aerodynamicznych z serii NACA.

Na podstawie przeprowadzonych badań stwierdzono, że czynnikiem wpływającym na osiągi aerodynamiczne turbiny typu Darrieusa jest strzałka ugięcia profilu.

W przypadku profili o grubości względnej 14% osiągi turbiny są nieznacznie lepsze w porównaniu z profilami o grubości 18%. Jednak podczas projektowania tego rodzaju urządzeń należy wziąć pod uwagę nie tylko aerodynamikę turbiny wiatrowej, ale również naprężenia w łopatach wywołane siłami odśrodkowymi powstałymi wskutek znacznych prędkości obrotowych wirnika. Znane są przypadki złamania podczas pracy łopaty turbiny z wirnikiem typu H, będące przyczyną zastosowania zbyt cienkiego profilu.

W dalszych pracach istotne będzie również zbadanie całego zakresu wyróżników szybkobieżności, w jakich pracuje turbina. Może się bowiem okazać, że wirnik ma większą sprawność jedynie w pewnym zakresie wyróżników szybkobieżności. Taka analiza wymaga jednak odpowiednich narzędzi numerycznych oraz licznych badań eksperymentalnych.

Bibliografia

1. Anderson J.W., Brulle R.V., Birchfield E.B., Duwe W.D., 1979, *McDonnell 40 kW Girimill Wind System*, Technical Report RFP-3032/1 UC-60, McDonnell Aircraft Company
2. Bhutta M.M.A., Hayat N., Farooq A.U., Ali Z., Jamil R., Hussain Z., 2012, Vertical axis wind turbine – a review of various configurations and design techniques, *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, **16**, 1926-1939
3. Blackwell B.F., 1974, *The Vertical-Axis Wind Turbine "How It Works"*, Sandia Laboratories, Energy Report SLA-74-0160
4. Boczar T., 2008, *Energetyka wiatrowa. Aktualne możliwości wykorzystania*, Wydawnictwo PAK
5. Claessens M.C., 2006, *The Design and Testing of Airfoils for Application in Small Vertical Axis Wind Turbines*, Master of Science Thesis, Delft University of Technology
6. Darrieus G.J.M., *Turbine having its rotating shift transverse to the flow of the current*, US patent 1,835,018
7. Fiszdon W., 1961, *Mechanika lotu część 1*, Państwowe Wydawnictwo Naukowe, Warszawa
8. Hansen M.O.L., 2015, *Aerodynamics of Wind Turbines*, 3rd Edition, Earthscan from Routledge
9. Islam M., Ting D.S.K., Fartaj A., 2008, Aerodynamic models for Darrieus-type straight-bladed vertical axis wind turbines, *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, **12**, 1087-1109
10. Jankowski K., 2009, *Vertical axis wind turbine of Darrieus H-type with variable blade incidence angle concept design*, Master of Science Thesis, Warsaw University of Technology
11. Kirke B.K., Lazauskas L., 1993, Experimental verification of a mathematical model for predicting the performance of a self-acting variable pitch vertical axis wind turbine, *Wind Engeenering*, **17**, 2, 58-66
12. Paraschivoiu I., 2002, *Wind Turbine Design: with Emphasis on Darrieus Concept*, Polytechnic International Press, Canada
13. Paraschivoiu I. Trifu O., Saeed F., 2009, H-Darrieus wind turbine with blade pitch control, *International Journal of Rotating Machinery*
14. Rogowski K., Maroński R., 2015, CFD computation of the Savonius rotor, *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, **53**, 1, 37-45
15. Rogowski K., 2014, *Analysis of Performance of the Darrieus Wind Turbines*, Ph.D. Thesis, Warsaw University of Technology
16. Szuster T.J., 2000, Silniki wiatrowe o pionowej osi obrotu, *Ogólnopolskie Forum Odnawialnych Źródeł Energii – 2000*, Kielce

Performance analysis of the Darrieus wind turbine for NACA 4 digit airfoils

In the recent years, there has been observed a significant growth in the wind power caused by growing requirements for electricity and eco-friendly policies of developed countries. Many research centers and companies are interested in installing offshore Darrieus wind turbines. The paper presents theoretical analysis of the performance of the Darrieus wind turbine for six four-digit airfoils NACA series. Numerical investigations are conducted for a tip speed ratio of 5.19. The largest value of the power coefficient is obtained for profile NACA 414. It has been shown that the aerodynamic forces are dependent on a camber whereas thickness is not a very important factor.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVII 2016

MODELOWANIE RUCHU WÓZKA STARTOWEGO WYRZUTNI MAGNETYCZNEJ SAMOLOTÓW BEZZAŁOGOWYCH – ANALIZA ODDZIAŁYWAŃ

Anna Sibilska-Mroziewicz, Edyta Ładyżyńska-Kozdraś
Politechnika Warszawska, Wydział Mechatroniki, Warszawa
e-mail: a.sibilska@mchtr.pw.edu.pl; e.ladyzynska@mchtr.pw.edu.pl
Krzysztof Falkowski
Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki i Lotnictwa, Warszawa
e-mail: kfalkowski@wat.edu.pl

Praca przedstawia analizę modelu układ wyrzutni magnetycznej bezzałogowych statków latających (BSL) wykorzystującej zjawisko Meissnera. Przeanalizowano siły działające na poszczególne elementy modelowanego układu. Startujący z wyrzutni samolot podlega oddziaływaniom grawitacyjnym, aerodynamicznym oraz sile napędu. Na ruch wózka startowego wpływa siła grawitacyjna, napęd pod postacią silnika liniowego oraz działające na podpory wózka siły lewitacyjne. Siła lewitacyjna zależy od natężenia pola magnetycznego, generowanego przez magnesy neodymowe wchodzące w skład torów wyrzutni, tak więc musi ona być opisana w układzie torów. Wektor sił reakcji pomiędzy samolotem a wózkiem rozpisany został na składową prostopadłą do powierzchni wózka startowego – siłę nacisku oraz równoległą, przeciwną do potencjalnego kierunku ruchu – siłę tarcia.

1. Wprowadzenie – tradycyjne systemy startu BSL

Z roku na rok rośnie zapotrzebowanie na komercyjne BSL służące nie tylko do celów militarnych, ale też wykorzystywane przez cywili. Wymaga to poszukiwań nowatorskich rozwiązań technicznych związanych z krytycznymi aspektami obsługi tych obiektów, do których należą procedury startu i lądowania [1].

Większość bezzałogowych statków powietrznych nie posiada ani dostatecznego zapasu mocy, ani konstrukcji umożliwiającej samodzielny start, zwłaszcza w warunkach polowych o nierównym podłożu i niewystarczającej drodze startowej.

Jedynie nieliczne BSL posiadają układ podwozia umożliwiający samodzielny start i lądowanie obiektu (rys. 1). W pozostałych przypadkach w celu wystartowania BSL konieczne jest wykorzystanie odrębnego urządzenia, zwanego wyrzutnią lub katapultą lotniczą. Do chwili obecnej powszechnie wykorzystywane są wyrzutnie gumowe, hydrauliczne i pneumatyczne oraz układy rakietowe (JATO-Jet Assisted Take Off) (rys. 1) [2].

Wadą tych rozwiązań jest niemożność sterowania procesem startu. Problemem jest również wyhamowanie i rozproszenie energii wózka startowego. Stwarza to potencjalne niebezpieczeństwo dla sprzętu i operatora, a także sprzyja szybkiemu zużywaniu elementów wyrzutni. Niesie to ze sobą również nierzadko konieczność ograniczenia prędkości startu.

2. Katapulty magnetyczne

Katapulty magnetyczne są atrakcyjną alternatywą dla powyższych systemów. Pozwalają one na elastyczne sterowanie ruchem samolotu, powtarzalność parametrów startowych, ochronę

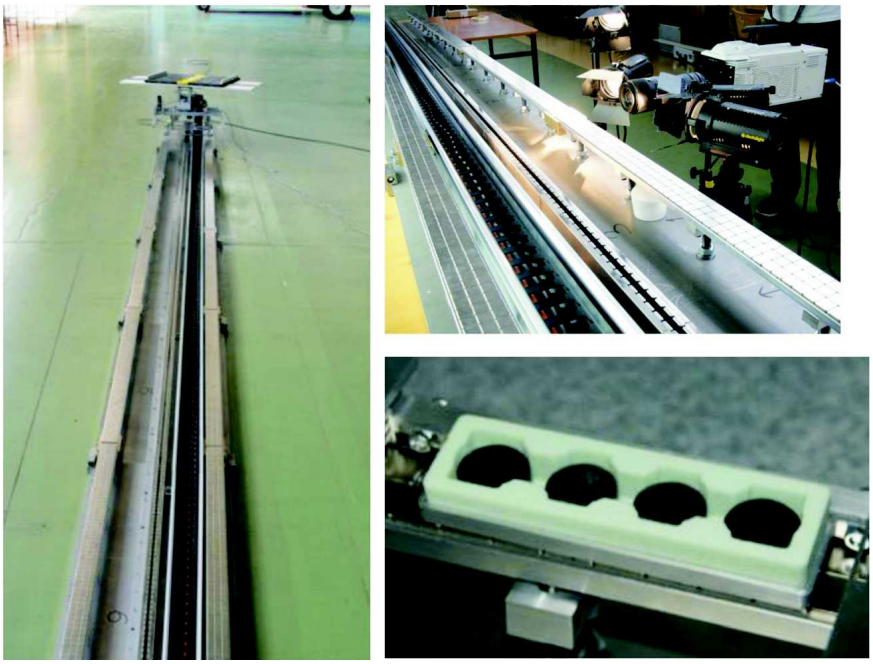
Rys. 1. Systemy startu BSL (od góry i od lewej): X47-B (http://www.thetimes.co.uk), katapulta gumowa (www.avioners.net) oraz ScanEagle przygotowany do startu z katapulty pneumatycznej (http://www.samolotypolskie.pl)

przed przeciążeniami płatowca i bezpieczeństwo operatora. Prace nad tego typu urządzeniami rozpoczęto już w latach 80. ubiegłego wieku. Ostatnio pojawiły się badania nad wyrzutniami elektromagnetycznymi najnowszej generacji, wykorzystującymi zjawisko lewitacji magnetycznej [3], [4].

Koncepcja omawianej wyrzutni magnetycznej wzorowana jest na technologii superszybkich pociągów MAGLEV i Indutrak, w których wykorzystuje się zawieszenia elektrodynamiczne [5].

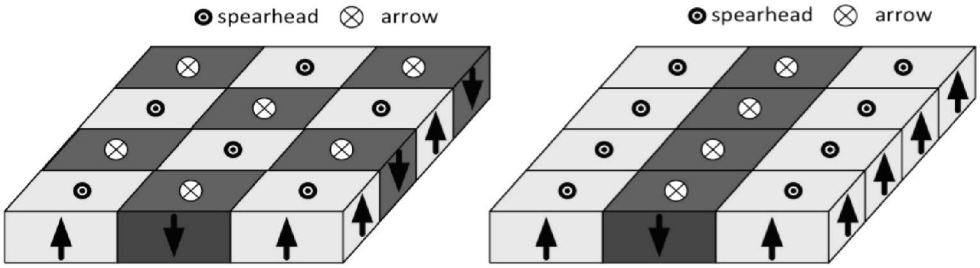
W układzie wyrzutni startowej wyróżnić można trzy elementy: nieruchomą podstawę wyrzutni, z zamontowanymi na stałe torami generującymi pole magnetyczne, lewitujący ponad torami wózek startowy oraz startujący BSL (rys. 2). Modułowa konstrukcja podstawy wyrzutni (połączone ze sobą stabilne płyty) ułatwia transport i montaż urządzenia, do czego wymagane są jedynie dwie osoby obsługi.

W trakcie procedury startu BSL mocowany jest do wózka startowego, będącego ruchomym elementem wyrzutni. Wózek ten napędzany jest za pomocą silnika liniowego. Konstrukcja wózka składa się ze sztywnej wykonanej z duraluminium ramy oraz czterech pojemników. W każdym pojemniku umieszczone są cztery wysokotemperaturowe nadprzewodniki YBCO o temperaturze krytycznej 92 K. Nadprzewodniki te mają kształt cylindrów o średnicy 21 mm i wysokości 8 mm. Pokrywa pojemników przyciska nadprzewodniki do podłoża, zapobiegając ich przesuwaniu, natomiast dno pojemników zostało zabezpieczone przed mechanicznymi uszkodzeniami włóknem szklanym. Po wypełnieniu pojemników ciekłym azotem, nadprzewodniki przechodzą w stan nadprzewodnictwa i wskutek zachodzenia zjawiska Meissnera [6] zaczynają unosić się nad torami. Zjawisko lewitacji zanika w momencie, gdy temperatura YBCO przekroczy temperaturę krytyczną 92 K, dlatego pojemniki wykonano z materiału zapewniającego jak najlepszą izolację termiczną. Pojemniki zostały zaprojektowane tak, aby jak największa powierzchnia nadprzewodnika zalana była ciekłym azotem, dzięki czemu wózek startowy unosi się jak najdłużej nad torami. Kształt pokrywy pojemnika przeciwdziała unoszeniu się nadprzewodników wewnątrz pojemnika. Ruch ten jest reakcją pasywnych zawieszeń magnetycznych. W pokrywie pojemnika znajduje się otwór do wlewania ciekłego azotu do pojemników oraz małe otworki wentylacyjne.



Rys. 2. Zdjęcia prototypu analizowanej wyrzutni magnetycznej

Zamontowana do podstawy wyrzutni ścieżka startowa składa się z dwóch równoległych torów wyklejonych trzema rzędami magnesów trwałych. Do budowy prototypu wykorzystano prostopadłościenne magnesy neodymowe o polaryzacji góra-dół. Możliwe są dwie konfiguracje polaryzacji magnesów pokazane na rys. 3. W pierwszej konfiguracji kolumny magnesów są spolaryzowane w przeciwnych kierunkach, tzn. wzdłuż torów magnesy stykają się jednoimienne, natomiast wszerz różnoimiennie. W ułożeniu tym pole magnetyczne nad torami tworzy „rynnę". Gradient pola magnetycznego wzdłuż linii torów ma zerową wartość, dzięki czemu nie ma siły hamującej ruch wózka. Niezerowy gradient pola magnetycznego w poprzek torów „spycha" wózek do środka torów, co wpływa znacząco na stabilność zawieszenia. Ułożenie torów, przy takiej konfiguracji jest zadaniem trudnym, wymagającym wyspecjalizowanych inżynierskich rozwiązań, ponieważ pojawia się silne odpychanie jednoimiennych biegunów magnesów. W ułożeniu tym występują ponadto bardzo silne naprężenia, które mogą wpłynąć na wytrzymałość torów. Wymagane są badania wytrzymałościowe torów. Drugim rozwiązaniem jest ułożenie polaryzacji magnesów w „szachownicę", a więc każdy z magnesów styka się każdym bokiem z magnesem o przeciwnym kierunku wektora magnetyzacji. Gradient pola magnetycznego wzdłuż linii toru ma niezerową wartość, a więc generowana jest siła hamująca wózek. Konfiguracja ta może być szczególnie użyteczna w końcowym odcinku toru, gdy konieczne jest wyhamowanie wózka startowego.



Rys. 3. Dwie konfiguracje polaryzacji magnesów: w „szachownicę" i w „rynnę"

3. Model fizyczny układu wyrzutni magnetycznej

W pracy przyjęto następuje założenia modelu fizycznego:

- W modelu wyrzutni, wyodrębnione zostały 3 elementy:
  1) podstawa wyrzutni wraz z generującymi pole magnetyczne torami wyklejonymi magnesami trwałymi. Założono, iż położenie i orientacja podstawy wyrzutni pozostają niezmienne w trakcie startu;
  2) wózek startowy, będący ruchomą częścią wyrzutni. Wózek startowy napędzany jest za pomocą silnika liniowego i unosi się nad torami w wyniku zachodzenia zjawiska Meissnera;
  3) startujący samolot bezzałogowy.
- Podczas startu na dynamikę układu modelowanej wyrzutni magnetycznej wpływają oddziaływania mechaniczne i magnetyczne.
- Poszczególne elementy układu traktowane są jako bryły sztywne (nieodkształcalne) o sześciu stopniach swobody.
- Więzy ograniczające ruch układu wynikają ze wzajemnych oddziaływań pomiędzy poszczególnymi jego elementami, tzn. pomiędzy podstawą wyrzutni i wózkiem startowym oraz wózkiem i startującym samolotem. Wartość i kierunek tychże oddziaływań może zmieniać się w trakcie ruchu.
- Podczas procedury startu położenie środka masy i środka geometrycznego wózka startowego pozostaje niezmienne względem bryły wózka.
- Położenie środka masy, środka geometrycznego oraz środka aerodynamicznego startującego samolotu pozostają niezmienne względem bryły samolotu.
- Podczas procedury startu bryła samolotu może przesuwać sie względem wózka startowego.
- Masa oraz momenty bezwładności samolotu są stałe i niezmienne w czasie startu.
- Start odbywa sie w atmosferze bezwietrznej.
- Rozkład pola magnetycznego jest identyczny na obydwu torach wyrzutni.
- Niejednorodności pola magnetycznego wynikające z budowy oraz stykania się magnesów o tej samej polaryzacji są znikomo małe.

4. Analiza oddziaływań mechanicznych działających na układ wyrzutni magnetycznej

Wśród oddziaływań mechanicznych na dynamikę układu wyrzutni główny wpływ mają siły reakcji od podłoża (siła tarcia i nacisku), oddziaływania grawitacyjne aerodynamiczne oraz napęd wózka startowego.

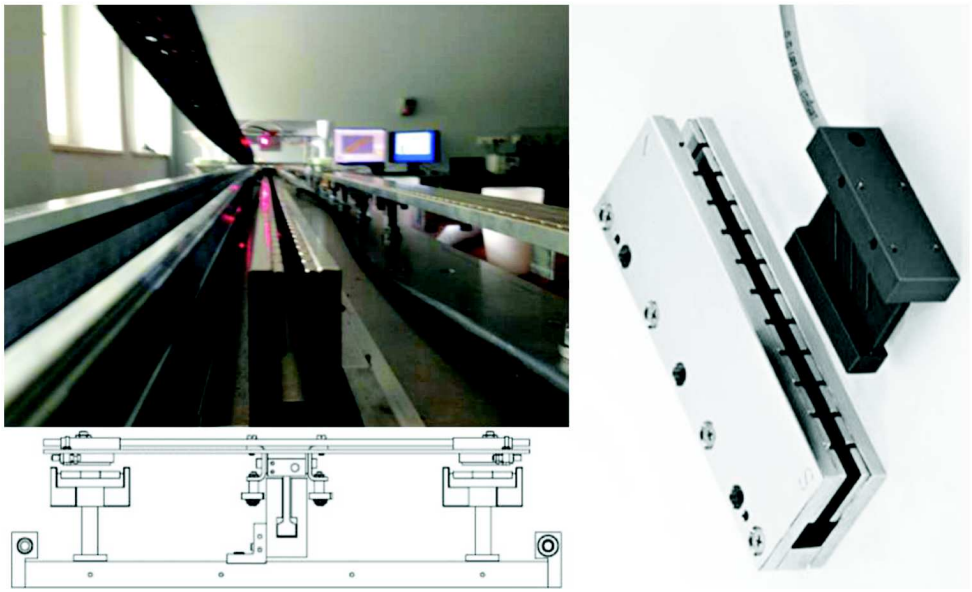
Pod wpływem oddziaływań grawitacyjnych znajdują się zarówno wózek startowy, jak i startujący samolot. W trakcie modelowania sił grawitacyjnych założono, iż wszystkie elementy układu są ciałami sztywnymi o równomiernym rozkładzie masy. Układ wyrzutni modelować można na dwa sposoby. Łatwiejszy sposób zakłada, iż startujący BSL jest nieruchomo przymocowany do wózka startowego i jego położenie oraz orientacja względem wózka pozostają niezmienne. W modelu tym położenie środka masy względem ruchomego układu wózka startowego wyznaczane jest statycznie na podstawie parametrów masowych BSL i wózka. Względne położenie środka masy pozostaje niezmienne w trakcie procedury startu. Wektor siły grawitacyjnej jest w tym przypadku zaczepiony w środku masy układu i skierowany pionowo w dół.

Druga, obszerniejsza metoda analizy dynamiki układu zakłada, iż położenie lub orientacja BSL względem wózka może ulegać zmianom. W takim przypadku wektor oddziaływań grawitacyjnych wyznaczany jest osobno dla każdego elementu układu. Model dynamiki rozpatrujący osobno masę BSL uwzględnia moment siły grawitacyjnej, wynikający z przesunięcie środka masy BSL względem środka masy wózka startowego wyrzutni.

W obszerniejszym modelu dynamiki oddziaływania pomiędzy samolotem a wózkiem startowym modelowane są jako siła reakcji podłoża, skierowana prostopadle do powierzchni styku pomiędzy ciałami. Zgodnie z trzecią zasadą dynamiki Newtona ta sama co do wartości, ale przeciwnie skierowana siła nacisku oddziałuje z kadłubem samolotu. Wraz z rozwijaniem przez samolot prędkości oraz zwiększaniem działającej na powierzchnie skrzydeł siły nośnej wartość siły nacisku maleje.

Zaproponowany model zakłada, iż pomiędzy samolotem a wózkiem startowym występuje tarcie. Jeżeli startujący samolot jest nieruchomy względem wózka, to siła tarcia ma charakter statyczny. Jej wartość jest proporcjonalna do współczynnika tarcia statycznego oraz siły nacisku wywieranej przez samolot na wózek, zwrot jest przeciwny do zwrotu wektora prędkości względnej samolotu, natomiast kierunek wyznacza powierzchnia wózka startowego.

Do wózka startowego wyrzutni przymocowany jest zasilany prądem siłownik silnika liniowego. Nieruchomy stator silnika, w którego budowie wykorzystano magnesy trwałe, zamocowany jest wzdłuż podłużnej osi symetrii wyrzutni. Znikoma masa siłownika, w porównaniu ze statorem, nie obciąża dodatkowo ramy wózka startowego, a co za tym idzie – nie zwiększa jego bezwładności. Konieczność dostarczenia do siłownika energii elektrycznej wymaga jednak zastosowania złożonego i elastycznego systemu okablowania, który zmniejsza dynamikę ruchu wózka. Założono, iż kierunek siły wynikającej z napędu liniowego jest stały i skierowany wzdłuż osi symetrii wyrzutni. Konstrukcję układu napędowego wózka startowego przedstawiono na rysunku 4.



Rys. 4. Konstrukcja układu napędowego wózka startowego wyrzutni

Startujący z wózka startowego samolot podlega oddziaływaniom aerodynamicznym, które rozłożono na dwie składowe: siłę nośną i siłę oporu (w opracowanym modelu pominięto oddziaływania aerodynamiczne wynikające z poprzecznego ruchu samolotu). Skierowana prostopadle do powierzchni skrzydeł siła nośna umożliwia uniesienie w powietrze bryły samolotu. Wraz ze zwiększaniem przez wózek startowy i znajdujący sie na nim samolot prędkości siła nośna oddziałująca na skrzydła rośnie aż do momentu zrównoważenia siły ciężkości. Prędkość, przy której samolot zaczyna unosić sie w powietrze, nazywana jest prędkością unoszenia. Siła nośna

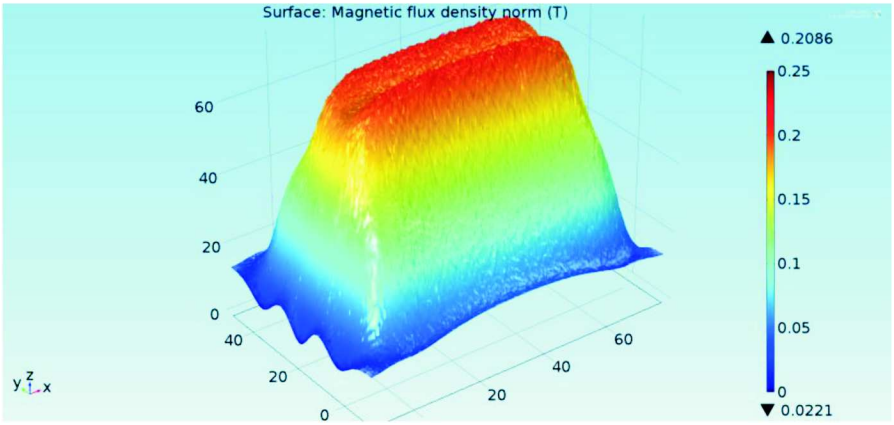
jest proporcjonalna do współczynnika aerodynamicznego zależnego od profilu aerodynamicznego skrzydła, powierzchni nośnej skrzydeł, gęstości powietrza oraz kwadratu prędkości samolotu. Ponadto, jeżeli sposób zamocowania BSL do ramy wózka pozostawia swobodę rotacyjnych stopni swobody BSL, to wraz ze zwiększaniem kąta natarcia samolotu zmieniają się wartości współczynników aerodynamicznych.

W trakcie ruchu podłużnego samolotu obok siły nośnej istotną rolę odgrywa siła oporu powietrza skierowana przeciwnie do kierunku ruchu. Wartość siły oporu jest sumą wartości stałej, będącej wartością oporu niezależną od ruchu oraz siły proporcjonalnej do wartości siły nośnej.

5. Oddziaływania magnetyczne pomiędzy wózkiem startowym a torami wyrzutni

Siła lewitacji unosząca wózek wyrzutni ponad torami magnetycznymi wynika ze zjawiska Meissnera, opisywanego w literaturze [7] jako „wypchniecie" pola magnetycznego z wnętrza nadprzewodnika. W wyniku zachodzenia zjawiska Meissnera wewnątrz nadprzewodnika umieszczonego w zewnętrznym polu magnetycznym indukowany jest przepływ ładunków elektrycznych. Zgodnie z teorią BCS [8], która jak do tej pory najspójniej opisuje zjawisko nadprzewodnictwa, za przepływ prądu odpowiadają tzw. pary Coopera, a nie pojedyncze elektrony. Zgodnie z regułą Lentza [9] indukowany prąd przeciwdziała zmianie wartości strumienia magnetycznego wewnątrz materii. Indukowany wewnątrz nadprzewodnika moment magnetyczny równoważy zewnętrzne pole magnetyczne. Warto wspomnieć, iż zgodnie z teorią braci Londonów [10] indukowany prąd przepływał będzie jedynie w cienkiej powierzchniowej warstwie nadprzewodnika.

Zgodnie z przyjętymi w modelu fizycznym założeniami rozkład pola magnetycznego na obydwu torach wyrzutni jest identyczny, tzn. pole magnetyczne generowane przez lewą i prawą szynę torów ma tę samą wartość. Ponadto założono, iż niejednorodności pola magnetycznego wynikające z budowy oraz stykania się magnesów o tej samej polaryzacji są znikomo małe, a wiec w przypadku konfiguracji magnesów w „rynnę" wartość pola magnetycznego pozostaje stała wzdłuż linii torów wyrzutni, co zostało udowodnione na drodze symulacji MES wytworzonego pola magnetycznego (rys. 5).

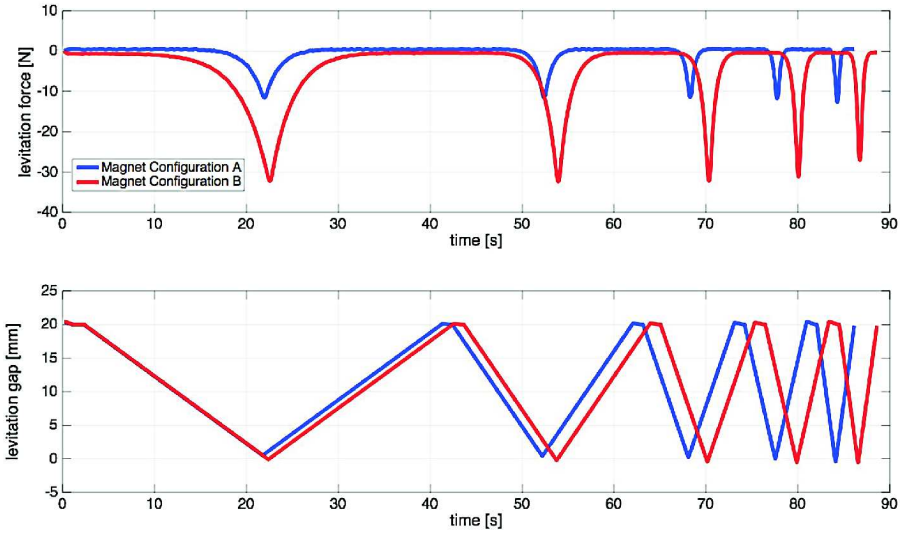


Rys. 5. Wyniki symulacji MES pola magnetycznego dla konfiguracji w „rynnę" [4]

Ustalenie dokładnych zależności analitycznych opisujących moment magnetyczny nadprzewodnika, wartość siły i momentu siły wymagałoby przeprowadzenia niezwykle wyrafinowanych mikroskopowych eksperymentów oraz analiz na poziome raczej elektrodynamiki kwantowej, niż mechaniki klasycznej. Istnieje jednak możliwość aproksymacji wartości oddziaływań lewitacyjnych ma podstawie badań eksperymentalnych oraz symulacji komputerowych, w szczególności symulacji metodą elementów skończonych (MES) rozkładu pola magnetycznego.

W ramach wcześniejszych badań przeprowadzono eksperymenty mające na celu pomiar siły lewitacji w funkcji odległości pomiędzy pojemnikiem z nadprzewodnikami a generującymi pole magnetyczne torami. Procedurę pomiarów omówiono w pracy [11].

Badania przeprowadzono dla różnych konfiguracji magnesów na torach pokazanych na rysunku 3. Wyniki eksperymentów przedstawiono na rysunku 6. Dla konfiguracji w „szachownicę" (niebieski wykres dla konfiguracji A) zmierzona maksymalna wartość siły lewitacji wynosi 11 N, podczas gdy dla konfiguracji „w rynnę" (czerwony wykres dla konfiguracji B) około 30 N. Jak widać, zmiana konfiguracji polaryzacji magnesów powiększyła prawie trzykrotnie wartość siły lewitacji.



Rys. 6. Wpływ konfiguracji magnesów na torze na wartość siły lewitacji oraz wielkość szczeliny pomiędzy torami a pojemnikiem z nadprzewodnikami [11]

Z wyników tych wnioskujemy, iż jeżeli nadprzewodnik umieszczony zostanie idealnie w osi symetrii torów, to pozostaje on w równowadze. Jednorodność pola magnetycznego wzdłuż podłużnej linii torów skutkuje bezstratnym i stabilnym ruchem nadprzewodnika w tymże kierunku. Jednak jeżeli środek nadprzewodnika nie będzie pokrywał się z osią symetrii torów, to powstanie moment magnetyczny powodujący zepchnięcie nadprzewodnika do środka torów.

Reasumując powyższe rozważania, model analityczny sił lewitacji oparty na przeprowadzonych badaniach doświadczalnych oraz analizach MES musi uwzględniać:

- wartość siły, gdy wektor indukcji pola magnetycznego oraz wektor momentu magnetycznego są wzajemnie równoległe,
- kierunek działania wektora indukcji pola magnetycznego we fragmencie przestrzeni zajmowanym przez nadprzewodnik,
- orientację nadprzewodnika modelowanego jako dipolowy moment magnetyczny.

6. Podsumowanie

Modelowanie i analiza systemów wykorzystujących zjawisko nadprzewodnikowej lewitacji jest bardzo innowacyjnym i interesującym zagadnieniem. Włączenie do opisu dynamiki układu mechanicznego zagadnień elektrodynamiki wykracza znacznie poza arkana klasycznej mechaniki.

Przeprowadzone analizy zostaną wykorzystane przy budowie modelu dynamiki układu wyrzutni magnetycznej. Siła lewitacyjna aproksymowana zostanie na podstawie badań doświadczalnych, natomiast równowaga sił pomiędzy wózkiem a samolotem zamodelowana zostanie z wykorzystaniem zasady d'Alemberta.

Bibliografia

1. Fahlstrom P., Gleason T, 2012, *Introduction to UAV Systems*, Wiley, Aerospace Series, ISBN 978-11-1839-681-0
2. Novaković Z., Medar N., 2013, Analysis of a UAV bungee cord launching device, *Scientific Technical Review*, **206**, 1820
3. Rohacs D., Rohacs J., 2016, Magnetic levitation assisted aircraft take-off and landing (feasibility study – GABRIEL concept), Progress in Aerospace Sciences, ISSN 0376-0421
4. Falkowski K., Sibilski K., 2013, Magnetic levitation system for take-off and landing airplane – project GABRIEL, *COMSOL Conference 2013*, Rotterdam
5. Liu Z., Long Z., Li X., 2015, *Maglev Trains: Key Underlying Technologies*, ISBN 978-3-662-45673-6, Springer Tracts in Mechanical Engineering
6. Moon F.C., 1994, *Superconducting Levitation: Applications to Bearings and Magnetic Transportation*, ISBN 0-471-55925-3, Wiley-VCH
7. Szewczyk A., Wiśniewski A., Puźniak R., Szymczak H., 2012, *Magnetyzm i nadprzewodnictwo*, PWN, Warszawa
8. Schrieffer R., Bardeen J., Cooper L., 1957, Theory of superconductivity, *Phys. Rev.*, **108**, 1175
9. Griffith D.J., 2001, *Podstawy elektrodynamiki*, Wydawnictwo Naukowe PWN, Warszawa
10. Blundell S., 2011, The forgotten brothers, *Physics World*, **24**, 4, 26-29
11. Sibilska-Mroziewicz A., Ładyżyńska-Kozdraś E., Falkowski K., i in., 2016, Experimental measurements of levitation force generated by high-temperature superconductors in magnetic field, [W:] *Advanced Mechatronics Solutions*, Jabłoński R., Brezina T. (red.), Advances in Intelligent Systems and Computing, Springer, ISBN 978-3-319-23921-7, 255-260

Modeling of motion of the starting cart of a magnetic UAV launcher – analysis of forces

The paper presents analysis of the system of magnetic UAV (unmanned aerial vehicle) launcher using the Meissner effect. The main objective is to analyze the forces acting on separate elements of the modeled system. Propulsion, gravitational and aerodynamic forces are acting on the starting aircraft. The cart motion is affected by gravitational interactions, propulsion caused by the linear motor and levitation forces acting on high temperature superconductors placed in the carts supports. The levitation force depends on the intensity of the magnetic field generated by the neodymium magnets fixed to the launcher tracks. Forces of reactions between the aircraft and the levitating cart are decomposed to the component perpendicular to the cart surface (the pressure) and parallel, opposite to the potential direction of motion (friction).

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVII 2016

ZASTOSOWANIE DRUKU 3D W PROJEKTOWANIU I WYTWARZANIU MODELI DO BADAŃ AERODYNAMICZNYCH

Kamil Smędra, Krzysztof Kubryński
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa
e-mail: kamil.smedra@itwl.pl, krzysztof.kubrynski@itwl.pl

W pracy przedstawiono możliwości wykorzystania metody drukowania 3D w projektowaniu i wytwarzaniu modeli do badań w tunelu aerodynamicznym małych prędkości. Stosowanie metod druku 3D opartych o metodę osadzania topionego materiału FDM (ang. *Fused Deposition Modelling*) jest coraz powszechniejszym sposobem szybkiego i nisko kosztowego wykonywania złożonych geometrycznie obiektów, zwykle w formie struktury monolitycznej. W pracy przedstawiono problemy napotkane przy wytwarzaniu modeli aerodynamicznych oraz porównano metody, które są stosowane. Omówione zostały podstawowe zalety wynikające z wyboru metody druku 3D do tworzenia modeli oraz rozwiązania stosowane w celu ominięcia związanych z tym problemów.

1. Wstęp

Projektowanie aerodynamiczne to ciągłe prześciganie się z coraz to wyższymi osiągami i wymaganiami odnośnie własności lotnych. Obecnie projektowane statki powietrzne mają za zadanie nie tylko poprawnie latać, lecz muszą posiadać szczególne cechy, które wyróżnią je spośród istniejących konstrukcji podobnej klasy. Ze względu na zastosowanie we współczesnych konstrukcjach lotniczych bardzo zaawansowanych aerodynamicznie rozwiązań i koncepcji przepływowych, projektowanie aerodynamiczne odbywa się z wykorzystaniem wielu rodzajów narzędzi i zasobów. Podstawą współczesnego projektowania aerodynamicznego są metody obliczeniowe, które pozwalają zarówno na analizę przepływu i charakterystyk aerodynamicznych konfiguracji o określonej geometrii zewnętrznej, jak i na projektowanie geometrii charakteryzującej się określonymi cechami przepływowymi (rozkładami ciśnienia, zjawiskami przepływowymi) lub wręcz zapewniającej optymalne cechy, np. minimalizację oporu lub zużycia paliwa, przy spełnieniu określonych ograniczeń różnorakiego typu. Projektowanie aerodynamiczne jest ściśle związane z całościowym projektowaniem samolotu i obejmuje szereg etapów: projekt koncepcyjny, projekt wstępny, projekt szczegółowy – wykorzystujące różne narzędzia.

Niestety metody obliczeniowe i modele stosowane do obliczeń obarczone są licznymi przybliżeniami, uproszczeniami i nie do końca odzwierciedlają prawdziwe warunki, jakie występują w rzeczywistości. Dotyczy to w szczególności zagadnień utraty stateczności warstwy przyściennej czy opływu przy dużych kątach natarcia z generowaniem przepływów wirowych. Wymusza to wciąż wykorzystywanie metod eksperymentalnych – głównie badań w tunelach aerodynamicznych. Badania tunelowe muszą spełniać specyficzne wymagania, w tym w odniesieniu do wielkości i konstrukcji modeli aerodynamicznych. Zwykle konieczne jest wykonywanie szeregu modeli o różnej skali szczegółowości. Na etapie projektu koncepcyjnego i wstępnego stosuje się często modele o konstrukcji modułowej, umożliwiające określenie najlepszego układu samolotu (np. klasyczny, kaczka czy bez usterzenia, pojedyncze lub podwójne usterzenie pionowe) oraz jego podstawowych parametrów (np. przewyższenie płata przedniego – kaczka ponad skrzydło zasadnicze). Na etapie finalnej weryfikacji projektu aerodynamicznego stosuje się modele ze szczegółowym odwzorowaniem geometrii w możliwie dużej skali – rys. 1. Zasadniczą kwestią

pozostaje dokładność odwzorowania geometrii, jej symetria i powtarzalność (zwłaszcza przy zmianie skali). Istotne są jednak również takie zagadnienia jak masa modelu, jego sztywność i wytrzymałość. Zbyt duża masa wprowadza np. problemy z drganiami zespołu model-waga-zawieszenie.

Rys. 1. Przykłady modeli aerodynamicznych

Ostatecznym sposobem weryfikacji parametrów danego obiektu są zawsze badania w locie, które stanowią ostateczną i prawdziwą weryfikację projektu. Możliwości wprowadzania zmian na rzeczywistym obiekcie (prototypie) jest już mocno ograniczona. Obejmuje ona zwykle zastosowanie bądź modyfikację rozmieszczenia generatorów wirów na skrzydłach lub usterzeniach, modyfikację wszelkiego rodzaju owiewek oraz geometrii elementów o drugorzędnym znaczeniu z punktu widzenia konstrukcji i wytrzymałości. Większe błędy popełnione na wcześniejszych etapach projektowania i niewychwycone w obliczeniach lub badaniach tunelowych są już praktycznie niemożliwe do usunięcia bez cofnięcia się do wcześniejszych etapów projektowania i kosztownego przeprojektowania całych fragmentów konstrukcji. W celu zmniejszenia ryzyka niepowodzenia przedsięwzięcia i związanych z tym kosztów często realizuje się zastępczy układ samolotu w mniejszej skali (tzw. „proof of concept"). Umożliwia to sprawdzenie zachowania się „prawie" rzeczywistego samolotu, realizowanego jednak przy znacznie mniejszych kosztach.

2. Modele do badań tunelowych

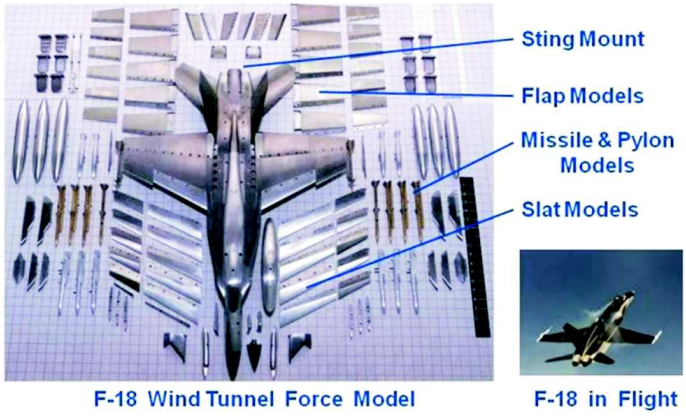
Do badań w tunelach aerodynamicznych stosuje się modele wykonane w pewnej skali. Realizując projekt koncepcyjny obiektu, bez względu czy jest to samolot, samochód czy obiekty trakcji kolejowej, geometria może być bardzo uproszczona. Badanie różnych koncepcji geometrycznych samolotu (różne warianty układu samolotu, lokalizacji płatów lub usterzenia, dobór profili aerodynamicznych) można (ze względu na proste kształty) realizować na modelach wykonanych z drewna – rys. 2. Modele drewniane posiadają jednak szereg wad, takich jak: trudności z precyzyjnym odwzorowaniem geometrii, niesymetrycznością konstrukcji, długim czasem wytwarzania modelu oraz deformacjami powierzchni z upływem czasu.

Użycie maszyn CNC stwarza możliwości względnie szybkiego wykonywania modeli metalowych, jednak przy zdecydowanie wyższych kosztach. Modele metalowe wykonuje się zwykle jako modułowe, co umożliwia szybką modyfikację elementów geometrii samolotu, a zarazem pozwala na większą ilość wariantów geometrii danego modelu – rys. 3. Modele takie wykonuje się najczęściej ze stali ołowiowej lub stopu aluminium z cynkiem. Materiały te cechują niskie naprężenia wewnętrzne, stąd znalazły swoje zastosowanie przy tworzeniu tego typu modeli. Poza

Rys. 2. Model aerodynamiczny wykonany z drewna

tym modele z metalu przeznaczone do badań w zakresie dużych prędkości, a zwłaszcza w tunelach kriogenicznych o dużym ciśnieniu czynnika roboczego, projektuje się je pod kątem ich wytrzymałości, używając Metody Elementów Skończonych.

Jednak badania tunelowe to również szereg problemów, jakie napotyka się podczas ich realizacji. Poza samą techniką pomiarową oraz trudnościami przy poprawnym wykorzystaniu tunelu aerodynamicznego drugą częścią miarodajnych wyników jest stworzenie właściwego modelu aerodynamicznego badanego obiektu. Główne wymagania stawiane modelom poddawanym badaniom to przede wszystkim: zapewnienie symetrycznej budowy oraz odwzorowania rzeczywistych kształtów w zadanej skali.



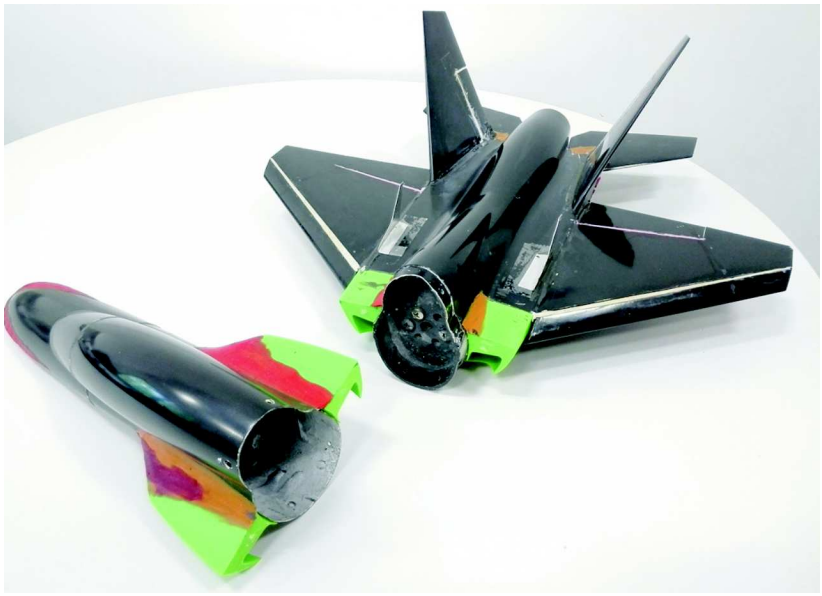
Rys. 3. Model aerodynamiczny wykonany z metalu o budowie modułowej

Do niedawna badania wykonywane w ramach realizowanego przez autorów studium koncepcji samolotu o dużej manewrowości realizowane były na modelach wykonanych w skali 6% (w stosunku do potencjalnego pełnowymiarowego samolotu) z materiałów kompozytowych. Pomiary aerodynamiczne wykonywane były w oparciu o sześcioskładową wewnętrzną wagę aerodynamiczną, a poprawne jej zamocowanie (w szczególności położenie podłużne) jest bardzo istotne z punktu widzenia jakości uzyskiwanych wyników. Niedopuszczalne jest oddziaływanie na wagę jakichkolwiek sił nie pochodzących od gniazda mocującego model. Stąd należy przewidzieć możliwe odkształcenia wszystkich elementów, które mogłyby ingerować w poprawność wskazań aparatury pomiarowej. Bardzo ważna jest precyzyjna znajomość położenia punktu zamocowania modelu, by poprawnie przeliczyć wyniki zarejestrowane przez przyrząd pomiarowy i odnieść te wyniki do charakterystyk badanego obiektu. Przy badaniach w tunelach małych prędkości (do 50 m/s) należy zapewnić wytrzymałość oraz sztywność konstrukcji modelu, zapewniającą jej

poprawną pracę przy maksymalnych uzyskiwanych obciążeniach. Odkształcenia, jakie mogłyby towarzyszyć przy zastosowaniu zbyt elastycznych materiałów, mogłoby wpłynąć na wyniki.

3. Modele kompozytowe

Początkowo modele przeznaczone do badań wykonywane były z wykorzystaniem materiałów kompozytowych z zastosowaniem metod typowych dla konstrukcji kompozytowych. Niestety wykonywanie ich generowało szereg problemów związanych z zachowaniem symetrii modelu, precyzji pozycjonowania elementów, wklejania gniazd mocowania aparatury pomiarowej oraz finalnego mocowania poszczególnych komponentów, takich jak skrzydła, stateczniki, stery. Czynnik ludzki, niedokładność pomiarów, bardzo małe wymiary modelu (a zwłaszcza niektórych jego elementów) powodowały błędy przy budowie na każdym jego etapie, przez co model nie miał powtarzalności masowej oraz geometrycznej.



Rys. 4. Model wykonany metodą kompozytową z pewnymi elementami drukowanymi 3D

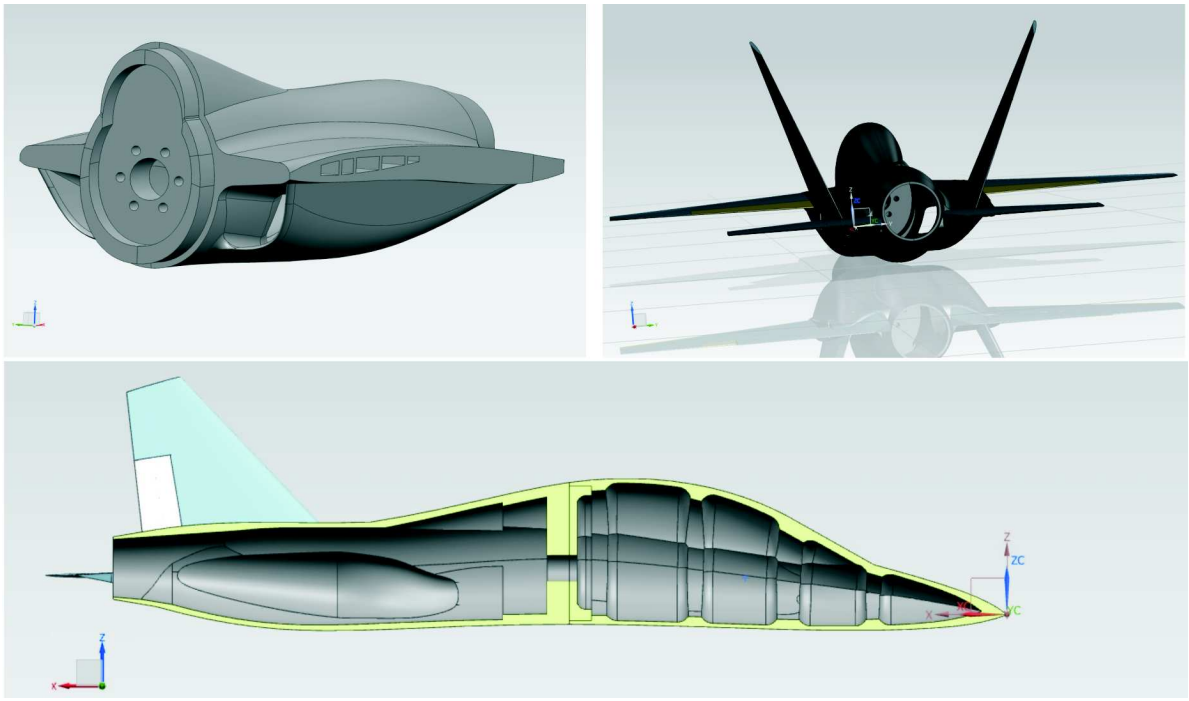
Modele te nie posiadały w pełni modułowej budowy. W przypadku potrzeby wykonania lokalnych zmian w geometrii nie istniały możliwości modyfikacji bez ponownego wykonania foremników oraz wytworzenia kolejnego modelu bądź usunięcia pewnych fragmentów modelu i doklejenia nowych – rys. 4. Odbijało się to zarówno na długotrwałości prowadzonych badań aerodynamicznych, jak i znacznych kosztach realizacji prac. Mała skala modeli nie sprzyjała też łatwości odwzorowania szczegółów. Problemy pojawiają się zwłaszcza przy odwzorowywaniu kształtu o małych promieniach krzywizny. Bardzo często z przyczyn technicznych pewne podzespoły modelu wykonywane były innymi metodami, np. odlewania z żywic akrylowych w foremnikach – przez co jednak drastycznie wzrasta ich waga. Elementy o małych grubościach (np. krawędzie spływu powierzchni sterowych, skrzydeł, usterzeń itp.) są łatwe do uszkodzenia ze względu na kruchość materiału. Największym wyznacznikiem kosztów prowadzonych badań jest czas. Konstrukcje kompozytowe modeli aerodynamicznych nie sprzyjają sprawnemu pod tym względem prowadzaniu badań. Wykonywanie modeli techniką kompozytową składa się z szeregu etapów: wyfrezowanie foremników, wylaminowanie powierzchni, wklejenie wręg, podłużnic i elementów pozycjonujących, sklejenie modelu w całość, a następnie obróbkę wykończeniową modelu, w którym niejednokrotnie należy uzupełnić ubytki powstałe przy wyjmowaniu modelu z foremników. Wykonania modelu kompozytowego to okres ok 4-6 tygodni, a koszt jest rzędu

kilkunastu tysięcy złotych (za model w skali 6% samolotu o wymiarach $\sim$ 11 metrów długości). Ewentualne doraźne modyfikacje geometrii w trakcie badań realizowane były ręcznie, poprzez kształtowanie powierzchni zewnętrznej masą plastyczną (plasteliną). Niestety uzyskiwana w taki sposób geometria nie była udokumentowana w formie CAD-owskiej, a próby jej odtworzenia były mało dokładne.

4. Modele wykonywane metodą drukowania 3D

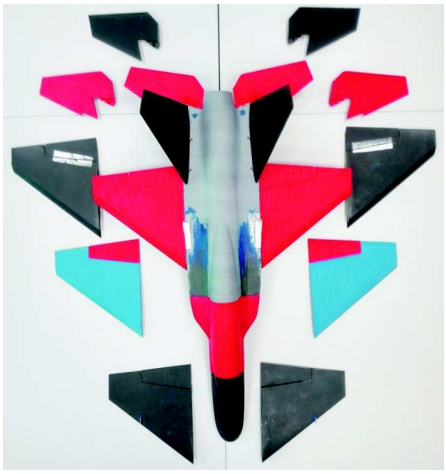
Metoda FDM (amg. *Fused Deposition Modelling*) oznacza metodę osadzania topionego materiału, jest jedną z metod szybkiego prototypowania. W metodzie tej nanoszony materiał przeciskany jest przez dyszę ogrzaną do temperatury jego topienia. Dysza kontroluje przepływ materiału i przemieszcza się automatycznie według instrukcji programu CAM. Metoda charakteryzuje się dokładnością rzędu ośmiu setnych milimetra. Używana jest do tworzenia modeli testowych, jak też – dzięki zastosowaniu wytrzymałych materiałów – do wykonywanie detali użytkowych. W metodzie FDM wykorzystuje się wiele typów materiałów termoplastycznych, różniących się szeregiem własności mechanicznych oraz termicznych.

Projektowanie modelu prowadzone jest w systemie CAD-owskim w oparciu o zdefiniowaną geometrię zewnętrzną. Przykłady elementów modelu zaprojektowanych w systemie Simens NX przedstawiono na rys. 5. Model zawiera zarówno otwarte wloty z zapewnieniem przepływu wewnętrznego, jak i wzmocnienia, usztywnienia i gniazda mocowania wagi aerodynamicznej.



Rys. 5. Elementy modelu zaprojektowane w systemie Simens NX

Wykonując modele aerodynamiczne za pomocą drukarek 3D, uzyskuje się precyzyjne odwzorowanie kształtów konstrukcji, a zarazem jej pełną symetrię. Ogromnym atutem metody FDM jest możliwość budowy modułowej modelu. Przemyślane podziały modelu na etapie jego projektowania umożliwiają łatwe lokalne modyfikacje geometrii poprzez wymianę poszczególnych elementów – rys. 6. Nowe elementy modelu z wprowadzonymi zmianami geometrycznymi można w szybki i niedrogi sposób wydrukować.



Rys. 6. Model aerodynamiczny wykonany metodą drukowania 3D

Duża sztywność, mała gęstość materiału oraz możliwości wykonania konstrukcji przekładkowej (kratownica) o dowolnie zaprojektowanym kształcie powoduje, że model jest lekki, wytrzymały i nie ulega odkształceniom w trakcie badań – rys. 7. Łączenie modułów modelu wykonywane było z wykorzystaniem metalowych prętów/sworzni, ale gniazda do ich wprowadzania (decydujące o dokładności geometrycznej montażu całego modelu) były projektowane w systemie CAD-owskim (NX Unigraphics) i wykonywane w trakcie procesu drukowania. Zastosowanie metalowych prętów umożliwia też lokalne zwiększenie wytrzymałości takich (relatywnie cienkich) elementów, jak skrzydła czy usterzenia. Stosowane było też wykonywanie wielokrotnych gniazd w celu umożliwienia zmiany lokalizacji lub pozycjonowania elementów (np. usterzeń).

Rys. 7. Struktura wewnętrzna drukowanych elementów modelu

Modele wykonywane techniką druku cechuje całkowita powtarzalność geometryczna oraz masowa, jak też możliwa prosta w realizacji zmiana skali – rys. 8. Wytworzenie modelu o wymiarach: długość 60 cm, szerokość 40 cm to koszt ok, 300 zł (koszt materiałów i pracy drukarki), a koszt zakupu drukarki 3D zwraca się już po wykonaniu pierwszego egzemplarza modelu. Koszt wykonanie modelu jest kilkadziesiąt razy niższy, a jakość i precyzja wykonania zdecydowanie większa. Czas realizacji wydruku takiego modelu to ok. 100 h. Ciągła praca maszyny drukującej powoduje, że wydruk elementów modelu trwa poniżej 5 dni roboczych. Uwzględniając konieczność prac wykończeniowych oraz montażu, całkowity czas wykonania nowego modelu to ok. jeden tydzień. W stosunku do techniki kompozytowej skrócenie czasu wykonania modelu sięga 4-5 razy.

Rys. 8. Model wykonany metodą FDM w skali 4,5%

5. Podsumowanie

Powszechna dostępność komputerowych metod projektowania oraz możliwość szybkiego i taniego wykonania modeli aerodynamicznych techniką drukowania 3D w znaczącym stopniu zwiększają możliwości i przyspieszają całość procesu badań w tunelu aerodynamicznym małych prędkości. Tym samym technika ta przyczynia się znacząco do usprawnienia całego procesu projektowania aerodynamicznego. Dzięki przemyślanej modułowej konstrukcji modelu możliwe są wariantowe zmiany geometrii i szybka realizacja badań, przy czym nowa geometria modelu jest w pełni zdefiniowana w systemie CAD-owskim, a modele charakteryzują się dużą dokładnością geometryczną i pełną symetrią. Koszt wykonania modelu do badań tunelowych techniką druku 3D stanowi znikomą część kosztów wykonania modelu klasycznymi metodami, a czas wykonania skraca się kilkakrotnie. Metoda ta stała się rutynową metodą wykonywania modeli w trakcie prowadzonych badań koncepcji samolotu o dużej manewrowości.

Design and manufacture of wind tunnel models using 3D printing technology

In the paper, the possibilities of using a 3D printing method in the design and manufacture of aerodynamic models for testing in low speed wind tunnels are presented. The use of the 3D printing method based on deposition of the melted material FDM (Fused Deposition Modeling) is an increasingly common way of fast and low cost manufacturing of complex geometric objects, usually in the monolithic form. The main aim of the work is to present the problems encountered during the manufacturing of aerodynamic models, and a comparison of the 3D printing method with other methods which are still in use. This article elaborates the main advantages of choosing the 3D printing method to model the production and discusses solutions that are used to avoid potential problems.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVII 2016

BADANIA TUNELOWE MODELU SAMOLOTU W ZAKRESIE DUŻYCH KĄTÓW NATARCIA

Kamil Smędra, Rafał Świerkot, Krzysztof Kubryński

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa

e-mail: kamil.smedra@itwl.pl; rafal.swierkot@itwl.pl; krzysztof.kubrynski@itwl.pl

W referacie omówiono wyniki badań tunelowych modeli samolotu o dużej manewrowości w zakresie dużych kątów natarcia. Zasadniczym celem prac była modyfikacja geometrii w celu uzyskania założonych własności (stateczności, sterowności i zachowania dynamicznego w zakresie dużych kątów natarcia). Do wytwarzania modeli wykorzystano technikę druku 3D opartą o metodę osadzania topionego materiału FDM, a geometria była zdefiniowana w systemie CAD NX Unigraphics. Badania objęły modele wykonane w skali 6% oraz 4.5% w odniesieniu do wymiarów potencjalnego samolotu. Wyniki potwierdziły prawidłowość charakterystyk aerodynamicznych przy dużych kątach natarcia.

1. Wprowadzenie

Prezentowany referat stanowi kontynuację pracy przedstawionej na Konferencji Mechanika w Lotnictwie w 2014 roku [1], dotyczącej koncepcji samolotu o dużej manewrowości. Zaprezentowane wówczas wyniki badań tunelowych wskazywały na poprawne własności aerodynamiczne finalnej wersji modelu w całym badanym zakresie kątów natarcia. Uzyskano to poprzez kolejne modyfikacje geometrii, obejmujące głównie zmianę kształtu pasm przedniej (nosowej) części kadłuba, bocznych powierzchni wlotów powietrza, obrysu, lokalizacji i kąta rozwarcia usterzenia pionowego, płyt podkadłubowych oraz elementów symetryzujących wiry na pasmach. Modyfikacje geometrii modelu realizowane były z wykorzystaniem masy plastycznej poprzez ręczne jej kształtowanie. Taki sposób zmiany geometrii pozwalał na dużą elastyczność, jednak nie zapewniał niestety jej poprawnego dokumentowania. Dopiero finalna geometria modelu była poddana próbie odtworzenia (na podstawie ręcznych pomiarów geometrycznych) w systemie CAD-owskim (NX Unigraphics). Niestety własności aerodynamiczne tak uzyskanego modelu nie były satysfakcjonujące. Wrażliwość charakterystyk aerodynamicznych na zmiany geometrii okazała się relatywnie duża.

Zasadniczym celem prezentowanej obecnie pracy była modyfikacja geometrii w celu uzyskania założonych własności aerodynamicznych (stateczności, sterowności i zachowania dynamicznego w założonym zakresie kątów natarcia) oraz możliwie wiarygodna weryfikacja tych własności i dokumentowania geometrii. Ze względu na przedstawione powyżej problemy z pierwszej fazy projektu, w drugiej zmieniono sposób podejścia. W celu kontroli geometrii kolejnych wariantów modeli w trakcie badań zastosowano w pełni parametryczną reprezentację geometrii z wykorzystaniem systemu Simens NX (Unigraphics) oraz modułowość konstrukcji modeli aerodynamicznych, pozwalającą na wymianę ich poszczególnych części składowych (np. przednią część kadłuba, wlotów powietrza, skrzydeł, usterzenia, itd.). Do wytwarzania modeli wykorzystano technikę druku 3D opartą o metodę osadzania topionego materiału FDM (ang. *Fused Deposition Modelling*), co pozwalało na stosunkowo szybką zmianę geometrii przy zachowaniu jej pełnej kontroli i przy zachowaniu niskich kosztów wykonania. Finalna wersja geometrii modelu uwzględniająca zmiany poszczególnych elementów przedstawiona jest na rysunku 1.

Rys. 1. Model samolotu wykonany techniką FDM w swojej finalnej wersji

2. Problemy aerodynamiki dużych kątów natarcia

Zasadniczym celem prowadzonych badań i modyfikacji geometrii modelu było uzyskanie takich charakterystyk aerodynamicznych, które zapewniają możliwość operowania samolotu w wymaganym zakresie kątów natarcia – w zamierzeniu do ponad 45°. Spełnienie tego wymaga między innymi uzyskania charakterystyk momentu podłużnego z możliwością wyważenia samolotu w wymaganym zakresie wyważeń (położenia środka ciężkości) samolotu oraz zapewnienia odpowiedniego zapasu wartości momentu podłużnego (ujemnego) pozwalającego na skuteczną redukcję kąta natarcia w warunkach lotu [2]. Kolejnym zagadnieniem jest zapewnienie odpowiednich charakterystyk stateczności poprzecznej i kierunkowej (definiowanej pochodnymi aerodynamicznymi po kącie ślizgu: Cl_β i Cn_β) oraz charakterystyk sterowania poprzecznego (lotki i sterolotki) i kierunkowego. Powinny one zapewniać odpowiednie zachowanie dynamiczne samolotu opisywane dwoma parametrami. Pierwszy $Cn_{\beta dyn}$ opisuje tendencje do powrotu na właściwy kierunek lotu (przyspieszenia kątowe) w przypadku wystąpienia ślizgu (prawidłowa reakcja samolotu występuje przy dodatniej wartości tego parametru):

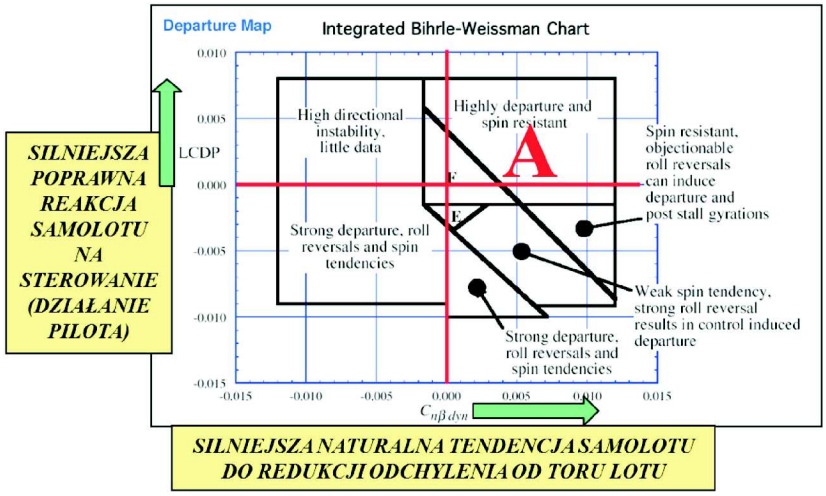
$$Cn_{\beta\, dyn} = Cn_\beta \sin\alpha - \frac{I_z}{I_x} Cl_\beta \cos\alpha$$

oraz drugi $LCDP$ (ang. *Lateral Control Departure Parameter*) odpowiadający za reakcję dynamiczną samolotu (przyspieszenia kątowe) wynikające z prawidłowej reakcji pilota na ślizg:

$$LCDP = Cn_\beta - Cl_\beta \frac{Cn_{\delta a} + ARI \cdot Cn_{\delta r}}{Cl_{\delta a} + ARI \cdot Cl_{\delta r}}$$

Prawidłowa reakcja samolotu występuje przy dodatniej wartości tego parametru. Wielkości δ_a i δ_r są odpowiednio kątami wychylenia lotek i steru kierunku, a Cn_δ i Cl_δ odpowiednimi pochodnymi współczynników momentów po kącie wychylenia powierzchni sterowych. ARI jest współczynnikiem sprzężenia steru kierunku i lotek.

Ostatecznie charakterystykę zachowania dynamicznego samolotu oraz związane z tym własności pilotażowe przedstawia tzw. zintegrowany wykres Bihrle-Weizmanna – rys. 2. W obszarze A tego wykresu samolot zachowuje się całkowicie poprawnie, nie przejawiając tendencji do utraty kierunku („departure"), zachowania niekontrolowanego czy wejścia w korkociąg. Jest to pożądana lokalizacja jego charakterystyk w całym eksploatacyjnym zakresie kątów natarcia. Uzyskanie takiej lokalizacji parametrów charakteryzujących samolot było głównym zadaniem.



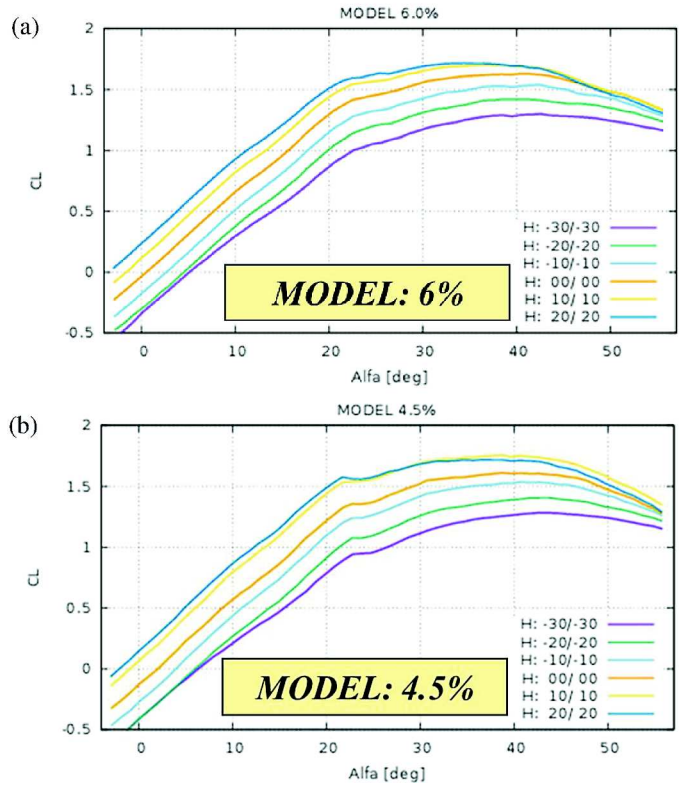
Rys. 2. Zintegrowany wykres Bihrle-Weizmanna

3. Realizacja badań

Pomiary realizowano w tunelu ∅1.16 m Politechniki Warszawskiej. Tunel ma zamknięty obieg i otwartą przestrzeń pomiarową. Do wyznaczania sił i momentów aerodynamicznych wykorzystywano 6-składową wagę wewnętrzną. Zawieszenie modelu na wygiętym żądle pozwalało na pomiary w zakresie kątów natarcia modelu ok. $-2°$ do $56°$ oraz kątów ślizgu $-20°$ do $+20°$. Z uwagi na kinematykę napędu ramy i ramienia układu suportu modelu z tunelu konieczne było przeliczanie kątów rzeczywistych kątów natarcia i ślizgu w funkcji ustawienia supportu. W badaniach stosowano klasyczne poprawki tunelowe dla tunelu z otwartą przestrzenią pomiarową [3]. Pomiary wykonywano na modelach o dwóch wielkościach: 6% wymiarów naturalnych oraz 4.5%. Przyczyną tego był z jednej strony zbyt duży blokaż tunelu przy zastosowaniu większego modelu na maksymalnych kątach natarcia (nie powinien przekraczać 5% przekroju poprzecznego przestrzeni pomiarowej). Z drugiej strony badania większego modelu wykazywały pewną niesymetrię charakterystyk poprzecznych i kierunkowych, czego przewidywaną przyczyną była niewielka niejednorodność rozkładu prędkości w przestrzeni pomiarowej. Generalnie charakterystyki obu modeli były zbliżone, jednak wyraźnie zmniejszyła się niesymetria charakterystyk ślizgu dla modelu mniejszego. Pojawiła się też niewielka zmiana charakterystyk siły nośnej w zakresie kątów natarcia $22°$ do $25°$ wynikająca niewątpliwie z różnic w wartości liczby Reynoldsa i przebiegu oderwania. Badania objęły różne warianty wychylenia powierzchni sterowych, w tym kombinacji lotek (od symetrycznych wychyleń $\pm 10°$ poprzez wychylenia różnicowe $+10°/-20°$ do jednostronnych wychyleń jedynie do góry $+0°/-30°$), usterzenia wysokości (symetryczne oraz niesymetryczne – sterolotek) i kierunku. Liczba Reynoldsa odniesiona do średniej cięciwy aerodynamicznej wynosiła ok. 1.6E+5 dla mniejszego modelu i 2,1E+5 dla modelu większego. Warto nadmienić, że liczba Reynoldsa ma istotne znaczenie dla tarcia i przebiegu oderwania na profilu w zakresie małych i umiarkowanych kątów natarcia, natomiast ma drugorzędny wpływ na charakterystyki aerodynamiczne modelu w zakresie dużych, pooderwaniowych kątów natarcia oraz w przypadku występowania silnych przepływów wirowych.

4. Wyniki pomiarów

Wyniki pomiarów siły nośnej dla modelu 6% i 4,5% klapy przedniej $30°$, zerowych wychyleń klap tylnych i steru kierunku oraz różnych wychyleń steru wysokości w zakresie od $-30°$ do $+20°$ przedstawiono na rys. 3.



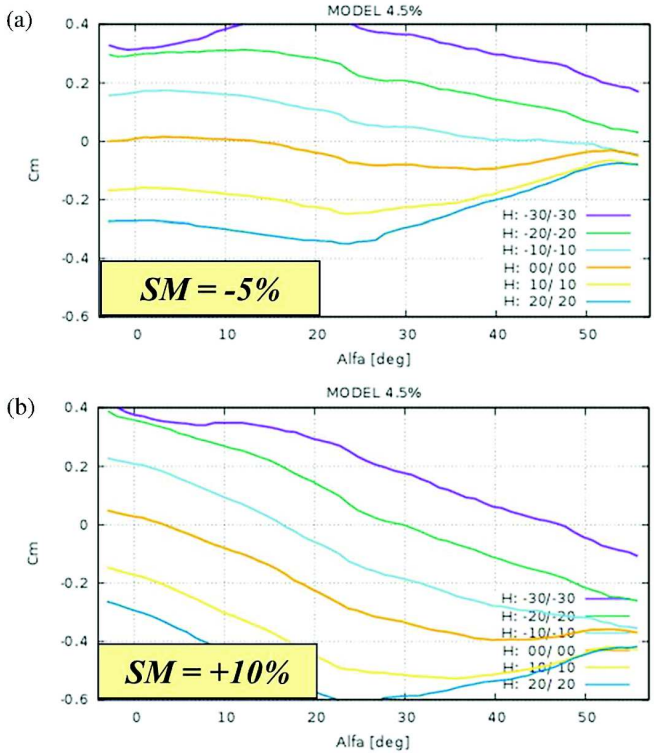
Rys. 3. Charakterystyka współczynnika siły nośnej dla dwóch wielkości modelu, klapa przednia 30°

Jak widać, charakterystyki dla obu modeli różnią się jedynie w zakresie kątów natarcia około 22° . Maksymalny współczynnik siły nośnej dla zerowego wychylenia steru wysokości osiąga ok. 1,6-1,65, a kąt natarcia maksymalnej siły nośnej (kąt krytyczny) wynosi ok. 40°.

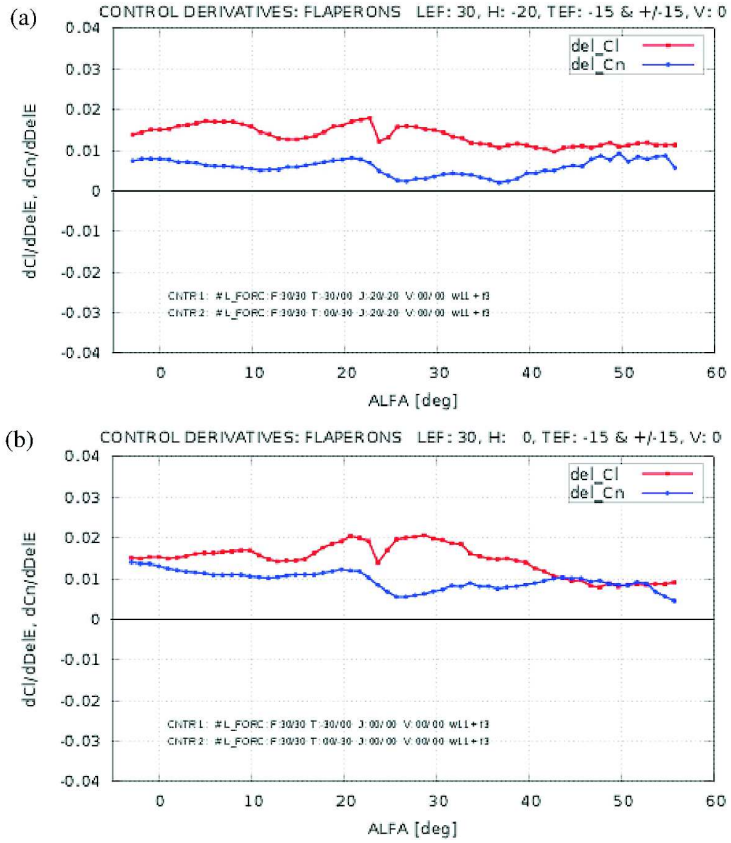
Wykresy na rysunku 4 przedstawiają przebieg współczynników momentu podłużnego dla modelu 4.5% dla dwóch położeń punktu redukcji momentu. Pierwszy odpowiada zapasowi stateczności statycznej (przy zerowym kącie natarcia) −5%, drugi +10%, co odpowiada maksymalnemu przewidywanemu zakresowi wyważeń samolotu. Jak widać, możliwe jest wyważenie samolotu w zakresie do kątów natarcia ok. 50° przy zachowaniu wystarczającego marginesu zabezpieczającego możliwość redukcji kąta natarcia. Warto zauważyć, że dla kątów natarcia powyżej ok. 6° samolot staje się statycznie stateczny dla przewidywanego tylnego położenia środka ciężkości.

Najskuteczniejszym sposobem sterowania poprzecznego w zakresie dużych kątów natarcia jest jednostronne wychylanie klapolotek do góry. Wychylenie drugiej lotki do dołu nie powoduje już zauważalnej zmiany momentu przechylającego, generuje jednak niekorzystny moment kierunkowy. Wychylenie jednostronne generuje natomiast znaczny, korzystny (skoordynowany) moment kierunkowy. Zmienia się on nieco ze zmianą wychylenia steru wysokości: jest on nieco mniej korzystny przy ujemnych (do góry) wychyleniach usterzenia poziomego. Skuteczność sterowania poprzecznego przy jednostronnych wychyleniach klapolotek jest znaczna do bardzo dużych kątów natarcia – rys. 5.

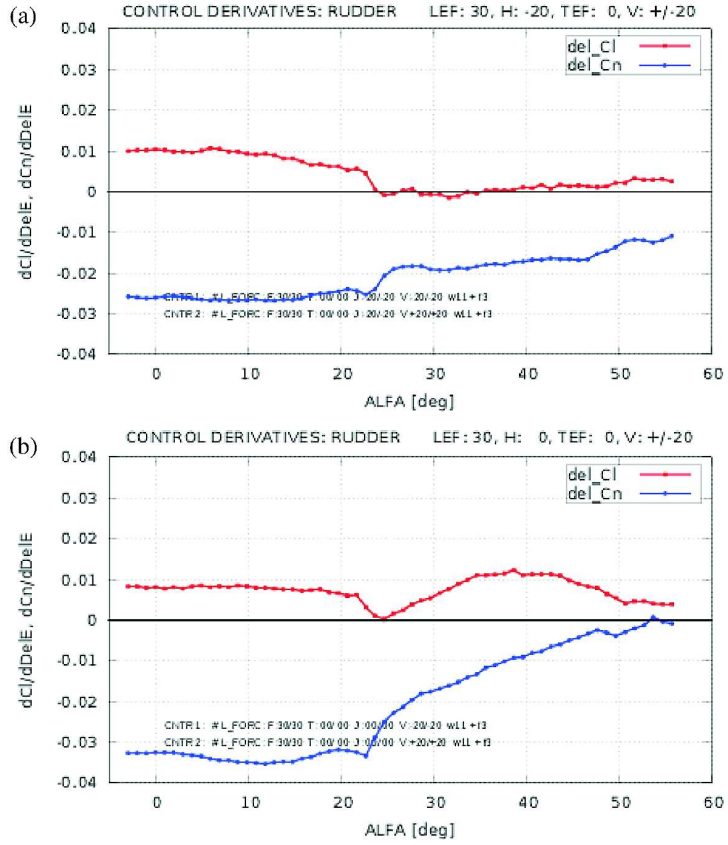
Znacznie bardziej interesujący jest przebieg charakterystyk skuteczności steru kierunku – rys. 6. W zakresie kątów natarcia do 23° ster kierunku jest bardziej skuteczny dla zerowego wychylenia steru wysokości. Jego skuteczność jednak wyraźnie spada do wartości bliskiej zero przy kącie natarcia 50°. Natomiast dla wychylenia steru wysokości równego −20° skuteczność steru kierunku jest nieco niższa przy mniejszych kątach natarcia w porównaniu z wcześniejszym przypadkiem, jednak zachowuje dużą skuteczność nawet przy kątach natarcia $\sim 50°$ oraz, co jest szczególne, nie generuje niekorzystnego momentu przechylającego.



Rys. 4. Charakterystyka współczynnika momentu podłużnego, klapa przednia 30°, tylne (a) i przednie (b) położenie środka ciężkości



Rys. 5. Moment przechylający i kierunkowy do jednostronnego wychylenia klapolotek o kąt 30° do góry, ster wysokości −20° (a) oraz 0° (b)

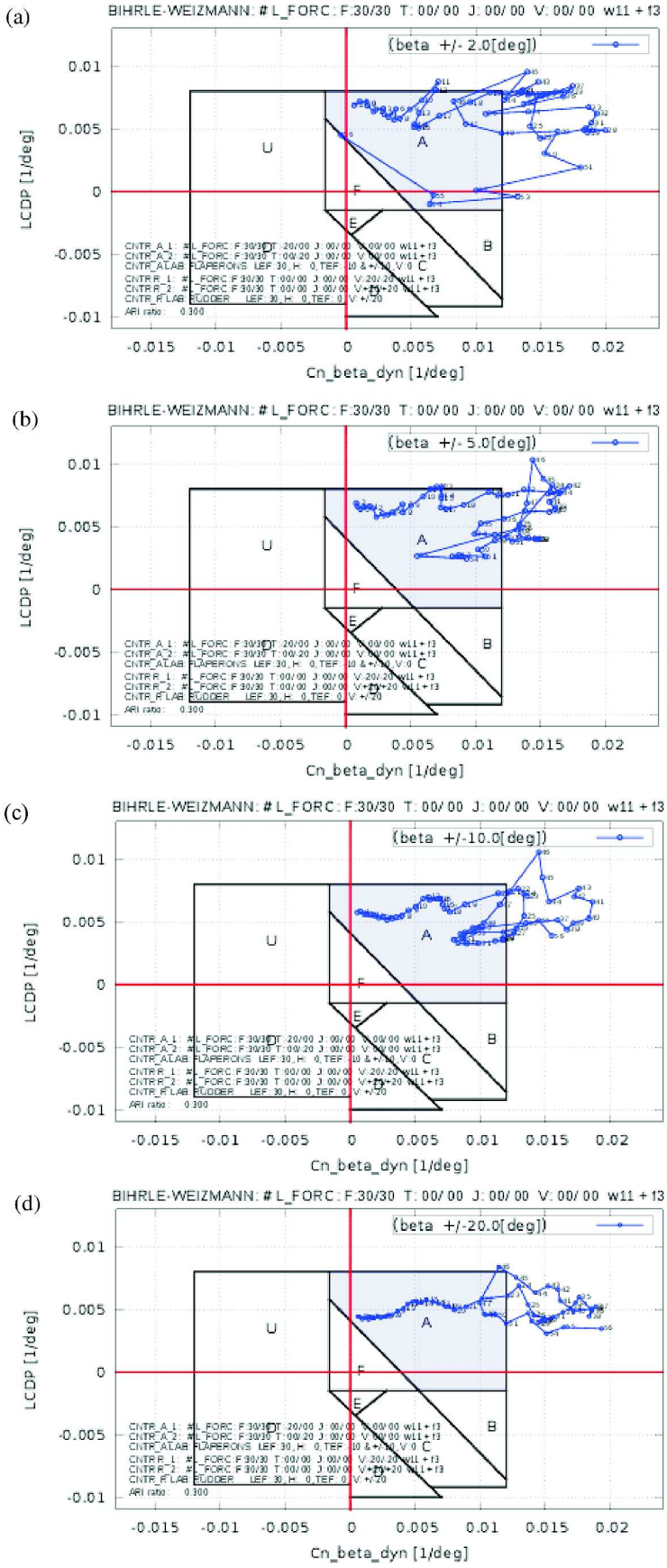


Rys. 6. Skuteczność steru kierunku po wychyleniu o kąt 20° dla wychylenia steru wysokości −20° (a) oraz 0° (b)

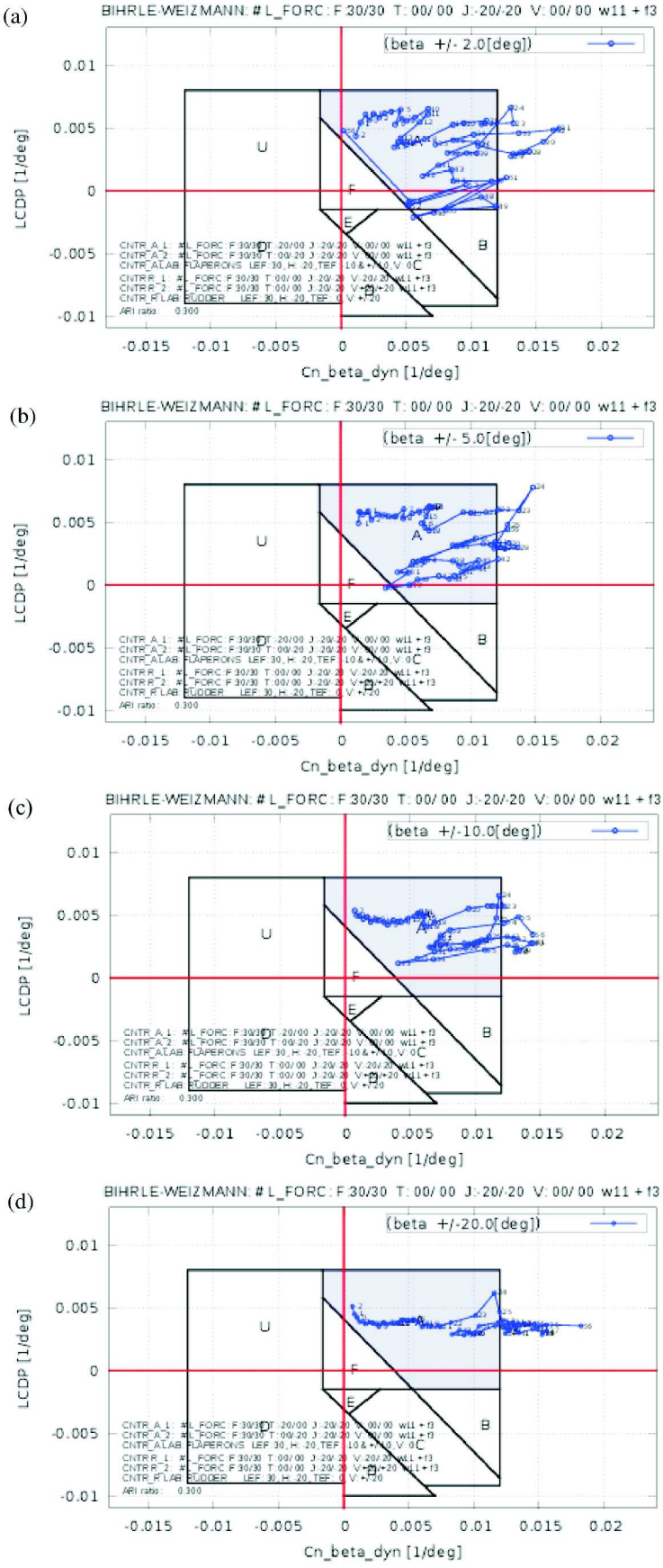
Najbardziej interesującymi wielkościami są parametry $Cn_{\beta dyn}$ oraz $LCDP$ przedstawione na wykresie Bihrle-Weizmanna. Charakterystyki zarówno pochodnych momentu odchylającego, jak i przechylającego po kącie ślizgu przy dużych kątach natarcia są nieliniowe. Wyznaczane one były metodą różnicową: $Cl_\beta = [Cl(\beta) - Cl(-\beta)]/(2\beta)$ i podobnie Cn_β. W zależności od wartości kąta ślizgu $\pm\beta$ pochodne przyjmują nieco inne wartości, co zmienia również układ wykresu Bihrle-Weizmanna. Generalnie lepsze przebiegi (silniejsza tendencja do redukcji powstałego odchylenia) występują dla większych kątów ślizgu, co wydaje się korzystne. Kolejne rysunki przedstawiają przebieg wykresów wyznaczanych dla pochodnych różnicowych wyznaczonych dla ślizgów odpowiednio ±2° (a), ±5° (b), ±10° (c), ±20° (d). Na rysunku 7 przedstawiono wykresy dla kąta wychylenia steru wysokości 0°, który koreluje z warunkami tylnego położenia środka ciężkości. Na rysunku 8 przedstawiono przebiegi dla kąta wychylenia steru wysokości −20°, który koreluje z przednim położeniem środka ciężkości. Generalnie należy uznać, że przebiegi są bardzo korzystne w całym zakresie warunków pomiarów, przy czym układ staje się szczególnie odporny na odchylenie toru lotu przy większych zaburzeniach (ślizgach).

5. Podsumowanie i wnioski

W referacie przedstawiono wyniki badań modelu samolotu zaprojektowanego do operowania na dużych kątach natarcia. Wyniki obejmowały wyłącznie konfigurację z klapą przednią wychyloną na 30°. Uzyskane wyniki sugerują możliwość zapewnienia równowagi podłużnej samolotu dla rozpatrywanego zakresu położeń środków ciężkości do kątów natarcia ok. 50°. Jednocześnie wydaje się możliwe utrzymanie na stosunkowo dobrym poziomie sterowności poprzecznej



Rys. 7. Wykresy Bihrle-Weizmanna dla zerowego wychylenia steru wysokości oraz czterech wartości kątów ślizgu: ±2° (a), ±5° (b), ±10° (c), ±20° (d)



Rys. 8. Wykresy Bihrle-Weizmanna dla steru wysokości wychylonego na $-20°$ oraz czterech wartości kątów ślizgu: $\pm 2°$ (a), $\pm 5°$ (b), $\pm 10°$ (c), $\pm 20°$ (d)

i kierunkowej samolotu w tym samym zakresie kątów natarcia, chociaż wymagało to będzie zaimplementowania pewnych praw sterowania (z zastosowaniem kombinacji wychyleń sterów na dużych kątów natarcia). Także przebiegi wykresów Bihrle-Weizmanna sugerują poprawne zachowanie dynamiczne samolotu, bez tendencji do zbaczania („departure") i nieprawidłowej reakcji na działania pilota w takim samym zakresie kątów natarcia.

Bibliografia

1. Kubryński K., 2014, Studium koncepcyjne oraz aerodynamiczne samolotu o dużej manewrowości, [W:] *Mechanika w Lotnictwie, ML-XVI 2014*, K. Sibilski (Red.), ZG PTMTS, Warszawa, tom I, str. 349-367, ISBN 978-83-932107-2-5
2. *Technologies for Highly Manoeuvrable Aircraft*, AGARD Conference Proceedings, CP-548, 1994
3. *Wind Tunnel Wall Corrections*, AGARD AG-336, NATO 1998

A wind tunnel test of the model of a highly maneuverable aircraft at high angles of attack

The paper discusses results of a low wind tunnel test of the model of a highly maneuverable aircraft at high angles of attack. The main aim of the work was definition of the geometry that fulfilled required aerodynamic characteristics at high, overcritical angles of attack. In order to control the external shape of modified models, the full parametric representation of the CAD geometry was used. The wind tunnel models were produced using 3D printers, based on the Fused Deposition Modeling method. This allowed a relatively fast and cheap model prototyping while maintaining full control of the external geometry. The tests were performed in a low speed wind tunnel using an internal balance. Two models having 6% and 4.5% scale of the full size plane were tested. The static aerodynamic characteristics of the final version of the model indicated correct properties at high angles of attack.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVII 2016

OPTYMALIZACJA SPEKTRUM MOCY WYMUSZEŃ TYPU MULTISINE NA POTRZEBY SYS-ID

Joanna Szulczyk, Piotr Lichota, Krzysztof Rogowski
Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej, Politechnika Warszawska
e-mail: jszulczyk@meil.pw.edu.pl

W artykule przedstawiono wpływ optymalizacji spektrum mocy wymuszeń Multisine na jakość przeprowadzonej identyfikacji systemów. W tym celu przeanalizowano dwa typy manewrów. W pierwszym z nich do wzbudzenia obiektu wykorzystano klasyczne wymuszenia Multisine z jednorodnym spektrum mocy. Drugi przypadek polegał dodatkowo na dokonaniu optymalizacji spektrum mocy zastosowanego sygnału. Jako funkcję kosztu przyjęto *RPF* (*Relative Peak Factor*). Oba zbiory wymuszeń wykorzystano do uzyskania odpowiedzi modelu, którego parametry następnie estymowano. Do identyfikacji parametrycznej wykorzystano metodę błędu wyjścia. Obliczenia przeprowadzono w środowisku Matlab 2009b.

1. Wprowadzenie

Przemysł lotniczy jest jedną z najbardziej innowacyjnych gałęzi gospodarki. Rozwój tego sektora zawdzięcza się wieloletniej tradycji, wysokiej kulturze technicznej, ciągłej restrukturyzacji i napływowi inwestycji od połowy lat 90. Już w 2008 roku rynek lotniczy zrealizował przychody przekraczające miliard USD. W dalszym ciągu projektowanie obiektów latających wiąże się z podejmowaniem wyzwań. Jednym z najważniejszych kryteriów jest zapewnienie coraz wyższego poziomu bezpieczeństwa podczas użytkowania. Istotną rolę w tej kwestii pełnią symulatory lotu, które umożliwiają pilotom m.in. trening w sytuacjach kryzysowych. W tym celu wykorzystać można pełne symulatory lotu – *Full Flight Simulator* (FFS). Bardzo dokładnie

Rys. 1. Pełny symulator lotu

odwzorowana replika kokpitu jest połączona z systemem ruchu odpowiedzialnym za symulację zachowania obiektu w czasie trenowanej operacji. Zaawansowany system wizualizacji zapewnia widok również poza kokpitem, a zastosowanie odpowiednio rozmieszczonych siłowników odpowiada za wrażenia ruchowe.

Model matematyczny pełnego symulatora lotu zawiera pochodne aerodynamiczne opisujące ruch obiektu rzeczywistego. Ich uzyskanie wymaga przeprowadzenia serii lotów testowych wybranego samolotu. Warto zaznaczyć, że koszt przeprowadzenia prób w locie jest wielokrotnie większy od samej budowy tego urządzenia. Z tego powodu dużą uwagę skupia się na zaprojektowaniu odpowiednich wymuszeń pozwalających na rejestrację odpowiednio bogatej w informację odpowiedzi obiektu w jak najkrótszym czasie. W klasycznym podejściu wykorzystuje się sygnały pozwalające na wychylanie powierzchni sterowych w sposób sekwencyjny. W artykule zostały zaprezentowane wymuszenia pozwalające na jednoczesne wychylenie wszystkich powierzchni sterowych, zachowując ich niezależność względem siebie. Sprawdzono także, w jaki sposób energia ulokowana w poszczególnych harmonicznych projektowanego sygnału wymuszającego wpływa na ilość informacji o obiekcie zawartej w odpowiedzi samolotu.

2. Metoda 4M

Projektowanie wymuszeń jest jednym z kroków powszechnie stosowanej metody czterech M (*Manoeuvre*, *Measurement*, *Method*, *Model*) opisującej szereg działań, jakie należy wykonać po to, aby wyznaczyć poszukiwane wartości pochodnych aerodynamicznych [1], [2].

Pierwszym z nich jest *Manoeuvre*. W tym etapie mieści się zaplanowanie i wykonanie optymalnego eksperymentu identyfikacyjnego. Każdy manewr planowany jest według następującej procedury:

- określenie warunków lotu i konfiguracji statku powietrznego w punkcie równowagi,
- wychylenie powierzchni sterowych, wykonanie manewru,
- powrót do stanu równowagi,
- wielokrotne powtórzenie manewru w celu zminimalizowania błędów losowych.

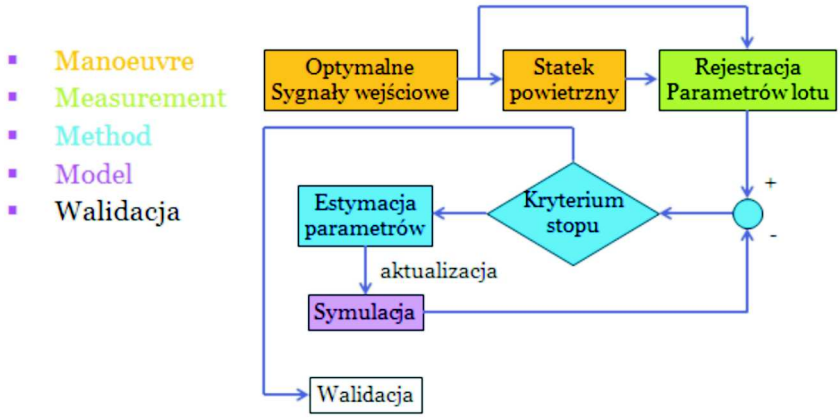
Dobór sygnałów wymuszających polega na określeniu ich typu, czasu rozpoczęcia, amplitudy oraz długości trwania. W klasycznym podejściu można tego dokonać w oparciu o odpowiednie charakterystyki amplitudowe. Następnie w trakcie trwania lotu przeprowadzany jest eksperyment, w którym pilot bezpośrednio lub poprzez komputer pokładowy zadaje zaprojektowane wymuszenia w celu wykonania manewru.

W kolejnym etapie (*Measurement*) przeprowadza się pomiar i rejestrację sygnałów, tj. parametrów lotu oraz wychyleń powierzchni sterowych w trakcie trwania eksperymentu. Rejestrowane są np. prędkości i przyspieszenia liniowe, prędkości kątowe, kąty aerodynamiczne. Otrzymana odpowiedź samolotu jest wykorzystywana w późniejszym etapie do aktualizacji struktury modelu oraz estymacji jego parametrów.

Trzecim krokiem jest dobór metody identyfikacji i estymacja (*Method*). Dotyczy to zarówno dziedziny, w której dokonywana będzie estymacja, jak i sposobu, w którym wykonywana zostanie identyfikacja. Należy zatem określić, czy estymacja będzie dokonywana w dziedzinie czasu, czy częstotliwości. Dziedzina czasu jest bardziej intuicyjna i pozwala na identyfikację modeli nieliniowych. Natomiast dziedzina częstotliwości pozwala na estymację parametrów w czasie rzeczywistym i szybką redukcję danych poprzez pominięcie składowych dotyczących wyższych częstotliwości (np. szum pomiarowy). W tym etapie należy również określić klasę metod, która zostanie wykorzystana do przeprowadzenia identyfikacji. W przypadku statków powietrznych stosowane są metody błędu równania (*Equation Error Methods*), metody błędu wyjścia (*Output*

Error Methods), metody błędu filtru (*Filter Error Methods*), a nawet sztuczne sieci neuronowe (*Artificial Neural Networks*).

Ostatnim spośród 4M jest stworzenie modelu matematycznego (*Model*), którego odpowiedź będzie obliczana w procesie estymacji. Dla zagadnień prostych może to być model liniowy zawierający wymiarowe pochodne aerodynamiczne. Dla bardziej złożonych problemów rośnie stopień komplikacji modelu. Może być on nieliniowy, w którym należy uwzględnić zmianę masy, ściśliwość, efekt przyziemny, oblodzenie oraz wiele innych zagadnień. Należy zadbać o to, by struktura modelu była odpowiednio złożona, aby uchwycić wszystkie istotne cechy obiektu. Jednocześnie nie może być zbyt skomplikowana, bo utrudni to proces estymacji i późniejszej analizy wyników.



Rys. 2. Schemat metody 4M

Po wykonaniu wymienionych etapów należy jeszcze zweryfikować poprawność uzyskanych wyników. Dokonuje się tego m.in. przez porównanie odpowiedzi uzyskanych z modelu matematycznego z tymi zarejestrowanymi dla obiektu rzeczywistego. Przeprowadza się również walidację zbiorem danych niewykorzystywanym do estymacji. Może się bowiem okazać, że istnieje inny zbiór parametrów prowadzący do tego samego rozwiązania. Do walidacji wykorzystuje się także inne wskaźniki jakości estymat, np. funkcję kosztu, odchylenie standardowe, współczynniki korelacji, funkcję koherencji. Schemat metody 4M przedstawiono na rys. 2.

3. Projektowanie wymuszeń Multisine

Jednym z typów sygnałów stosowanych w identyfikacji parametrycznej statków powietrznych do wzbudzenia obiektu są wymuszenia Multisine, które stanowią superpozycję funkcji sinus o różnych częstotliwościach. Mogą być projektowane w ten sposób, by posiadały szerokie pasmo częstotliwości, co umożliwia stosowanie ich, gdy brak jest dobrego modelu *a priori* [6], [9].

Szczególnym przypadkiem Multisine są wymuszenia harmoniczne, w których składowe o danej częstotliwości są wielokrotnościami częstotliwości bazowej. Wychylenia powierzchni sterowych realizowane przy pomocy takich sygnałów opisane są zależnością [7], [8]:

$$u_j = \sum_{k=1}^{M} A_k \sin(2\pi f_k t + \varphi_k) \tag{3.1}$$

gdzie A_k – amplituda k-tej harmonicznej, φ_k – kąt przesunięcia fazowego, f_k – częstotliwość, t – czas, M – liczba harmonicznych.

Częstotliwość bazową f_0 dobiera się na podstawie czasu trwania wymuszenia T:

$$f_0 = \frac{1}{T} \tag{3.2}$$

Dolną granicę analizowanego zakresu częstotliwości określa dwukrotność częstotliwości bazowej, zaś górną dla większości statków powietrznych można przyjąć na poziomie 2 Hz.

Szczególną cechą Multisine jest ich mutualna ortogonalność. Oznacza to, że wymuszenia tego typu nie powodują korelacji pomiędzy parametrami modelu, jeśli ich częstotliwości są harmonicznie powiązane. Ta cecha Multisine pozwala w łatwy sposób uzyskać „niezależne" wymuszenia. W tym celu sterowi wysokości, lotkom oraz sterowi kierunku wystarczy przypisać różne harmoniczne i będzie można dokonać ich jednoczesnego wychylenia bez obniżenia jakości informacji zawartej w odpowiedzi obiektu.

Dla każdego wyjścia j, amplitudy poszczególnych składowych k mogą być dobrane w taki sposób, aby osiągnąć pożądane spektrum mocy sygnału:

$$A_{j,k} = A_j \sqrt{p_{j,k}} \tag{3.3}$$

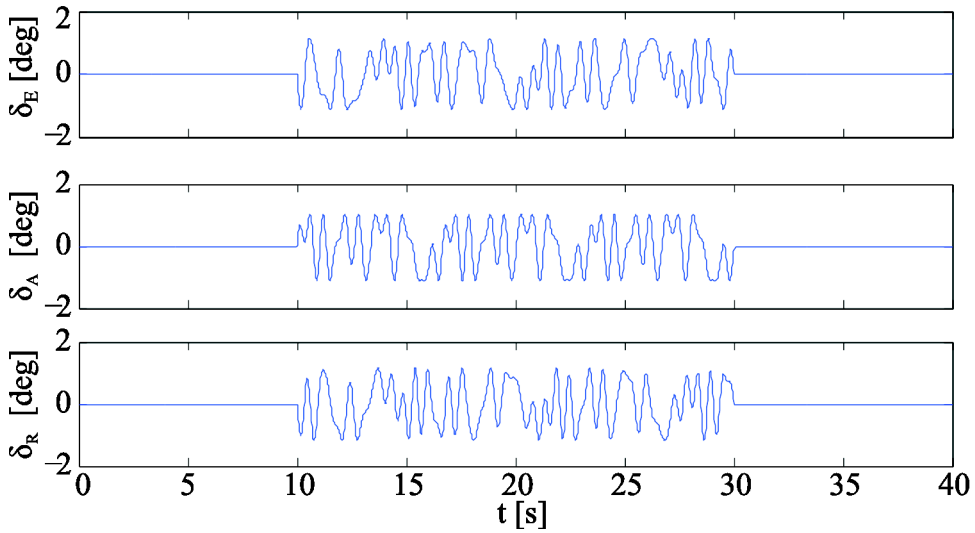
gdzie $p_{j,k}$ jest mocą k-tej harmonicznej przypisanej do j-tej powierzchni sterowej.

W celu wyznaczenia optymalnego sygnału Multisine wyznacza się kąty przesunięć fazowych φ_k. Dokonuje się tego poprzez minimalizację *Relative Peak Factor* (RPF), który jest miarą efektywności danej powierzchni sterowej:

$$RPF(\delta_j) = \frac{\max u_j - \min u_j}{2\sqrt{2} rms(u_j)} \tag{3.4}$$

gdzie rms oznacza średnią kwadratową wychylenia j-tej powierzchni sterowej u_j.

Minimalizacja RPF stosowana jest w celu wyznaczenia sterowania, w którym jak największa energia sygnału uzyskiwana jest dla jak najmniejszego zakresu wymuszeń. Przebieg zaprojektowanych sygnałów Multisine dla trzech powierzchni sterowych (gdzie δ_E, δ_A, δ_R to odpowiednio wychylenie steru wysokości, lotek i steru kierunku) przedstawiono na rys. 3.



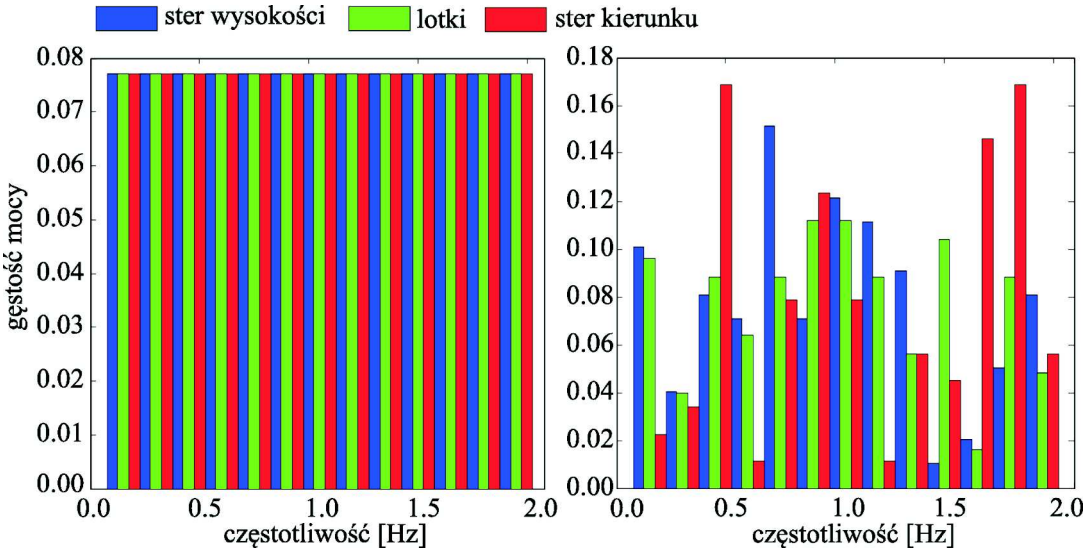
Rys. 3. Przebieg sygnałów Multisine

Do zaprojektowania manewru z wymuszeniami Multisine, gdy nie dysponuje się wstępną wiedzą o obiekcie, można zastosować jednorodne spektrum mocy. W ramach pracy wielokrotności częstotliwości bazowej zostały równomiernie, naprzemiennie rozłożone pomiędzy wszystkie powierzchnie sterowe w następującej kolejności: ster wysokości, lotki, ster kierunku. Wymuszenie rozpoczyna się w 5 sekundzie lotu i kończy w 25 sekundzie.

Znajomość modelu *a priori* obiektu pozwala na położenie większego nacisku na wybrane harmoniczne. W ramach prowadzonych badań postanowiono sprawdzić, czy brak wstępnej wiedzy o statku powietrznym może być zrekompensowany przez optymalizację spektrum mocy pod

kątem minimalizacji RPF. Ze względu na liczne minima lokalne do wyznaczenia niejednorodnego spektrum mocy wykorzystano algorytm genetyczny z rankingiem liniowym, krzyżowaniem jednorodnym i mutacją.

Uzyskane jednorodne i niejednorodne spektrum mocy, które następnie wykorzystano do zaprojektowania wymuszeń, przedstawiono na rys. 4.



Rys. 4. Jednorodne i niejednorodne spektrum mocy

4. Model matematyczny ruchu samolotu

Uzyskane wymuszenia z jednorodnym i niejednorodnym spektrum mocy zostały wykorzystane do wzbudzenia modelu symulacyjnego samolotu Airbus A400M. W ramach pracy przyjęto model liniowy uzyskany przy następujących założeniach [3]:

- samolot rozpatrywany jest jako nieodkształcalna bryła sztywna o stałej masie, sześciu stopniach swobody i ruchomych powierzchniach sterowych,
- samolot ma pionową płaszczyznę symetrii geometrycznej i masowej,
- brak wpływu wychyleń powierzchni sterowych na zmiany charakterystyk bezwładnościowych,
- liniowa zależność pomiędzy wychyleniami powierzchni sterowych a siłami i momentami aerodynamicznymi,
- opływ quasi-stacjonarny,
- stała wartość przyspieszenia ziemskiego,
- brak uwzględnienia wpływu wiatru.

Dynamiczne równania ruchu samolotu wyprowadzono w układzie współrzędnych $Oxyz$ sztywno związanym z samolotem. Początek układu O znajduje się w środku masy obiektu, oś Ox pokrywa się z osią podłużną samolotu, oś Oy skierowana jest wzdłuż skrzydeł, oś Oz jest dopełnieniem prawoskrętnego układu współrzędnych. Dynamiczne równia ruchu uzyskano, stosując zasadę zamienności pędu $\mathbf{\Pi}$ i zasadę zmienności krętu $\mathbf{K}_O$ dla układu poruszającego się:

$$\frac{\widetilde{\delta\mathbf{\Pi}}}{\widetilde{\delta t}} + \mathbf{\Omega} \times \mathbf{\Pi} = \mathbf{F}^z \qquad \frac{\widetilde{\delta\mathbf{K}_O}}{\widetilde{\delta t}} + \mathbf{\Omega} \times \mathbf{K}_O = \mathbf{M}_O^z \tag{4.1}$$

gdzie $\mathbf{F}^z$ jest wektorem sił zewnętrznych, $\mathbf{M}_O^z$ to wektor momentu sił zewnętrznych względem punktu O, natomiast $\mathbf{\Omega} = [P, Q, R]^{\mathrm{T}}$ jest wektorem prędkości kątowej.

W rezultacie uzyskano:

$$
\begin{aligned}
&m(\dot{U} + QW - RV) = X - mg\sin\Theta \\
&m(\dot{V} - PW + RU) = Y + mg\sin\Phi\cos\Theta \\
&m(\dot{W} + PV - QU) = Z + mg\cos\Phi\cos\Theta \\
&I_x\dot{P} - I_{xz}\dot{R} + (I_z - I_y)QR - I_{xz}PQ = L \\
&I_y\dot{Q} + (I_x - I_z)PR + I_{xz}(P^2 + R^2) = M \\
&I_z\dot{R} - I_{xz}\dot{P} + (I_y - I_x)PQ + I_{xz}QR = N \\
&\dot{\Phi} = P + Q\sin\Phi\,\mathrm{tg}\,\Theta + R\cos\Phi\,\mathrm{tg}\,\Theta \\
&\dot{\Theta} = Q\cos\Phi - R\sin\Phi \\
&\dot{\Psi} = Q\sin\Phi\sec\Theta + R\cos\Phi\sec\Theta
\end{aligned}
\tag{4.2}
$$

gdzie:

- wektor sił aerodynamicznych $\mathbf{F} = [X, Y, Z]^{\mathrm{T}}$, [N]
- moment sił aerodynamicznych $\mathbf{M} = [L, M, N]^{\mathrm{T}}$, [Nm]
- wektor prędkości liniowej samolotu $\mathbf{V}_O = [U, V, W]^{\mathrm{T}}$, [m/s]
- wektor prędkości kątowej samolotu $\Omega = [P, Q, R]^{\mathrm{T}}$, [rad/s]
- momenty bezwładności I_x, I_y, I_z, [kg m^2]
- moment dewiacyjny I_{xz}, [kg m^2]
- kąty przechylenia, pochylenia, odchylenia Φ, Θ, Ψ, [rad].

Zlinearyzowanie równań (4.2), wykorzystując teorię małych zaburzeń oraz przedstawienie sił i momentów aerodynamicznych poprzez ich rozwinięcie w szereg Taylora, pozwoliło na utworzenie struktury modelu, która umożliwia zapisanie dynamicznych równań ruchu samolotu w postaci zmiennych stanu [3]:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} \tag{4.3}$$

gdzie

$$\mathbf{x} = [\Delta u, \Delta\alpha, \Delta q, \Delta\theta, \Delta\beta, \Delta p, \Delta r, \Delta\phi]^{\mathrm{T}} \qquad \mathbf{u} = [\Delta\delta_E, \Delta\delta_A, \Delta\delta_R]^{\mathrm{T}}$$

$$
\mathbf{A} = \begin{bmatrix}
X_u & X_\alpha & X_q - U_0\alpha_0 & g\cos\Theta_0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
Z_u & Z_\alpha & Z_q + 1 & -\dfrac{g}{U_0}\sin\Theta_0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
M_u & M_\alpha & M_q & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & Y_\beta & Y_p + \alpha_0 & Y_r - 1 & \dfrac{g}{V_0}\cos\Theta_0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & L_\beta & L_p & L_r & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & N_\beta & N_p & N_r & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & \mathrm{tg}\,\Theta_0 & 0
\end{bmatrix}
\tag{4.4}
$$

$$
\mathbf{B} = \begin{bmatrix}
X_{\delta_E} & 0 & 0 \\
Z_{\delta_E} & 0 & 0 \\
M_{\delta_E} & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 \\
0 & Y_{\delta_A} & Y_{\delta_R} \\
0 & L_{\delta_A} & L_{\delta_R} \\
0 & N_{\delta_A} & N_{\delta_R} \\
0 & 0 & 0
\end{bmatrix}
$$

Liniowy układ stacjonarny opisują zatem równania:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}} &= \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t) + \mathbf{b}_x \\ \mathbf{y} &= \mathbf{C}\mathbf{x}(t) + \mathbf{D}\mathbf{u}(t) + \mathbf{b}_y \end{aligned} \tag{4.5}$$

gdzie $\mathbf{x}$ – wektor stanu, $\mathbf{y}$ – wektor wyjścia, $\mathbf{u}$ – wektor sterowania, $\mathbf{A}$ – macierz stanu, $\mathbf{B}$ – macierz sterowania, $\mathbf{C}$ – macierz wyjścia, $\mathbf{D}$ – macierz przenoszenia, $\mathbf{b}_x$ – wektor szumu przetwarzania, $\mathbf{b}_y$ – wektor szumu pomiarowego, t – czas.

Macierz wyjścia $\mathbf{C}$ dana jest zależnością:

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} & & & \mathbf{I}_{8\times 8} & & & & \\ X_u & X_\alpha & X_q & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & V_0 Y_\beta & V_0 Y_p & V_0 Y_r & 0 \\ U_0 Z_u & U_0 Z_\alpha & U_0 Z_q & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{4.6}$$

gdzie $\mathbf{I}_{8\times 8}$ jest macierzą jednostkową.

Macierz przenoszenia $\mathbf{D}$ zdefiniowana jest następująco:

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} & \mathbf{0}_{8\times 3} & \\ X_{\delta_E} & 0 & 0 \\ 0 & V_0 Y_{\delta_A} & V_0 Y_{\delta_R} \\ U_0 Z_{\delta_E} & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{4.7}$$

gdzie $\mathbf{0}_{8\times 3}$ jest macierzą zerową.

Wektor wyjścia $\mathbf{y}$ uzyskano przy wykorzystaniu wektora stanu $\mathbf{x}$ oraz przyrostów składowych przyspieszenia liniowego, otrzymanych w oparciu o II zasadę dynamiki Newtona:

$$\mathbf{y} = [\Delta u, \Delta\alpha, \Delta q, \Delta\theta, \Delta\beta, \Delta p, \Delta r, \Delta\phi, \Delta a_x, \Delta a_y, \Delta a_z]^{\mathrm{T}} \tag{4.8}$$

Wektor szumu przetwarzania $\mathbf{b}_x$ zdefiniowany został jako:

$$\mathbf{b}_x = [b_{xu}, b_{x\alpha}, b_{xq}, b_{x\theta}, b_{x\beta}, b_{xp}, b_{xr}, b_{x\phi}]^{\mathrm{T}} \tag{4.9}$$

natomiast wektor $\mathbf{b}_y$ odpowiada za przesunięcie wartości wyjścia i przyjmuje postać:

$$\mathbf{b}_y = [b_{yu}, b_{y\alpha}, b_{yq}, b_{y\theta}, b_{y\beta}, b_{yp}, b_{yr}, b_{y\phi}, b_{yax}, b_{yay}, b_{yaz}]^{\mathrm{T}} \tag{4.10}$$

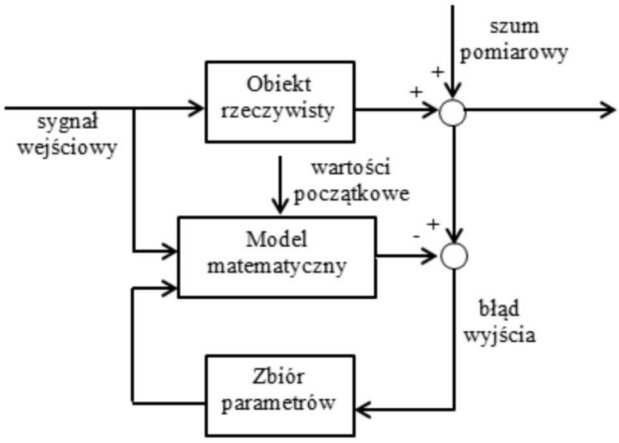
5. Identyfikacja parametryczna

Identyfikacja systemu jest działaniem pozwalającym na uzyskanie modelu matematycznego analizowanego zagadnienia na podstawie pomiaru sygnałów wejściowych i wyjściowych [4]. W trakcie badań statków powietrznych badany obiekt przedstawiany jest zazwyczaj jako model parametryczny posiadający określoną strukturę z nieznanym zbiorem współczynników. W kolejnych krokach procesu dokonuje się estymacji parametrów modelu oraz aktualizuje jego strukturę, czyli przeprowadza jego identyfikację parametryczną.

W pracy, ze względu na brak szumu przetwarzania, do identyfikacji pochodnych aerodynamicznych zastosowano metodę błędu wyjścia (*Output Error Method*). W rezultacie wyznaczono zbiór parametrów modelu minimalizujący błąd wyjścia e zdefiniowany jako różnica między sygnałem pomiarowym z a estymowaną odpowiedzią modelu $\widehat{y}$:

$$e = z - \widehat{y} \tag{5.1}$$

Schemat metody błędu wyjścia przestawiono na rys. 5.



Rys. 5. Schemat metody błędu wyjścia

W pracy zagadnienie identyfikacji zostało sformułowane w dziedzinie czasu i rozwiązane, stosując zasadę największej wiarygodności (*Maximum Likelihood Principle*). Podejście to opiera się na wyznaczeniu zbioru parametrów, który w najlepszym stopniu odpowiada obiektowi rzeczywistemu i realizowane jest poprzez znalezienie zbioru parametrów, który maksymalizuje prawdopodobieństwo warunkowe p obserwacji wektora pomiarów z dla zadanego zbioru parametrów modelu[5]:

$$\widehat{\theta} = \arg\max p(z|\theta) \tag{5.2}$$

W rezultacie dla modelu systemu Multi-Input Multi-Output (MIMO), z n wyjściami i N dyskretnymi punktami czasowymi t_k, opisanego wielowymiarowym rozkładem normalnym z nieznaną macierzą kowariancji błędów estymat i wzajemnie nieskorelowanymi błędami pomiarowymi, wyznaczenie estymat polega na minimalizacji funkcji celu J:

$$J(\theta) = \prod_{i=1}^{n} \frac{1}{N} \sum_{k=1}^{N} [z_i(t_k) - y_i(t_k)]^2 \tag{5.3}$$

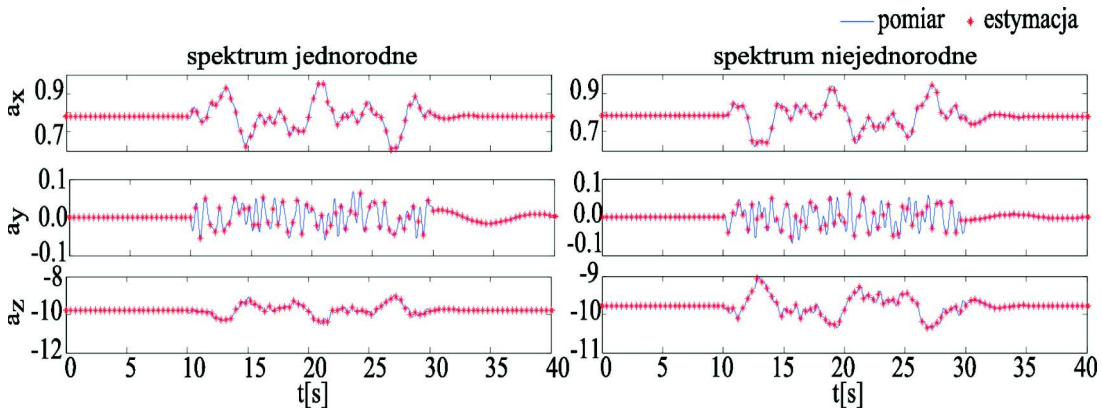
6. Analiza wyników

Wybrane przebiegi czasowe parametrów lotu uzyskane w opisany powyżej sposób dla manewrów z wymuszeniami Multisine o jednorodnym oraz niejednorodnym spektrum mocy przedstawiono na rys. 6. Wielkości zmierzone (tj. uzyskane z modelu symulacyjnego) zaznaczono linią ciągła, zaś symbol $\star$ oznacza przebiegi parametrów uzyskane na podstawie zidentyfikowanego modelu. W celu zwiększenia czytelności na rysunku dokonano redukcji punktów dla modelu estymowanego.

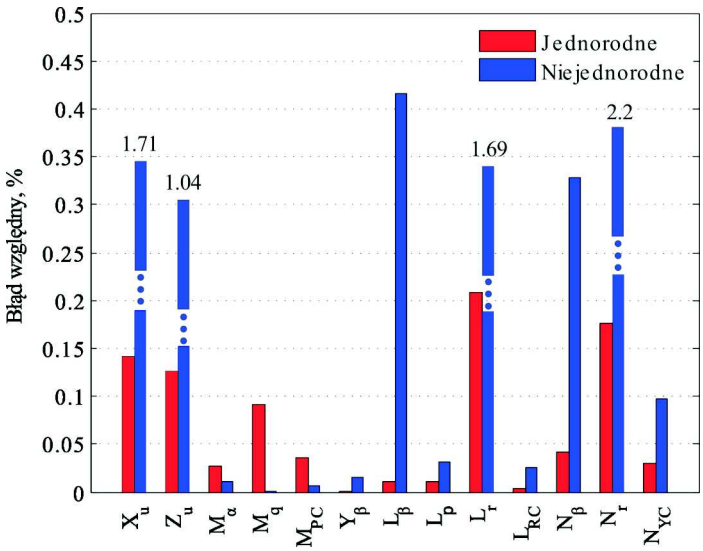
Na podstawie rys. 6 widać, że dla obu manewrów odpowiedzi obiektu zarejestrowane dla modelu symulacyjnego oraz uzyskane z identyfikacji niemal idealnie się ze sobą pokrywają. W obu przypadkach było to możliwe ze względu na identyczną strukturę modeli symulacyjnego oraz identyfikowanego, a także brak zakłóceń.

W celu dokładniejszego porównania liczby informacji, które oba analizowane manewry niosą o obiekcie, wykorzystany został błąd względny estymat. Na rys. 7 przedstawiony został błąd względny pomiędzy wartościami pochodnych aerodynamicznych modelu oraz ich wartościami uzyskanymi z estymacji dla obu analizowanych manewrów.

Wartości błędu względnego otrzymane dla manewru z niejednorodnym widmem mocy w większości przypadków przewyższają te uzyskane dla spektrum jednorodnego. Jednak w dalszym ciągu nie są wysokie, a największy błąd względny wynosi niewiele ponad 2%.



Rys. 6. Przebiegi czasowe wybranych parametrów lotu(przyspieszenia [m/s^2])



Rys. 7. Wartość błędu względnego dla wybranych pochodnych aerodynamicznych

W celu sprawdzenia poprawności zastosowanej ścieżki postępowania dokonano walidacji wyników, wykorzystując także inny rodzaj wymuszenia. Samolot wzbudzono sygnałem dublet rozpoczynającym się w 10 sekundzie o czasie trwania 2 sekund. Wymuszenia zadano oddzielnie dla każdej osi i ponownie dla każdego manewru stwierdzono niemal idealne dopasowanie pomiędzy odpowiedziami modelu oraz estymowanymi.

7. Wnioski

W artykule przedstawiono proces projektowania sygnałów Multisine o jednorodnym i niejednorodnym spektrum mocy w celu sprawdzenia, jak duży wpływ może mieć optymalizacja energii ulokowanej w poszczególnych harmonicznych. Oba zaprojektowane zbiory wymuszeń wykorzystano do wzbudzenia obiektu, którego odpowiedzi następnie zarejestrowano. Dla tak uzyskanych danych przeprowadzono identyfikację pochodnych stabilności i sterowania dla obu manewrów.

Okazało się, że zmiana mocy ulokowanej w poszczególnych harmonicznych w proponowany sposób nie przynosi dużych korzyści. Może mieć to związek z wymiarami przestrzeni poszukiwań i być może należy ją ograniczyć przy użyciu wstępnej wiedzy o obiekcie lub zastosować inną metodę ewolucyjną do wyznaczenia minimum funkcji kosztu, np. optymalizację rojem cząstek (*Particle Swarm Optimization*) czy *Jumping Frog Optimization*.

Ze względu na założenia przyjmowane przy projektowaniu sygnałów wejściowych struktura modelu symulacyjnego była taka sama, jak struktura modelu użyta podczas estymacji. Umożliwiło to uzyskanie niemal idealnego dopasowania pomiędzy odpowiedziami modelu symulacyjnego i estymowanego, co nie byłoby możliwe w przypadku obiektu rzeczywistego, np. ze względu na szumy i błędy losowe. Uwzględnienie dodatkowych elementów w modelu symulacjnym, wpływu szumu przetwarzania oraz błędów losowych może być tematem dalszych prac badawczych.

Bibliografia

1. Hamel P.G., 1987, *Flight Vehicle System Identification: Status and Prospects*, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), Report DFVLR-Mitt, 87-22
2. Hamel P.G., 1991, *Introduction and Overview. Rotorcraft System Identification*, Advisory Group for Aerospace Research and Development (AGARD), Report AGARD LS-178
3. Nelson R.C., 1989, *Flight Stability and Automatic Control*, McGraw-Hill, New York, USA
4. Jategaonkar R.V., 2006, *Flight Vehicle System Identification: A Time Domain Methodology*, AIAA, Reston, USA
5. Goodwin G.C., Payne R.L., 1977, *Dynamic System Identification: Experiment Design and Data Analysis*, Academic Press Inc., New York, USA
6. Klein V., Morelli E.A., 2006, *Aircraft System Identification: Theory and Practice*, AIAA, Reston, USA
7. Lichota P., Ohme P., Sibilski K., 2016, Simultaneous multi-step excitations for aircraft system identification, *AIAA Aviation 2016*, Washington, D.C., USA, AIAA-2016-3704
8. Morelli E.A., 2009, Flight test experiment design for characterizing stability and control of hypersonic Vehicles, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, **32**, 3, 949-959
9. Morelli E.A., 2003, Multiple input design for real-time parameter estimation in the frequency domain, *13th IFAC Conference on System Identification*, Rotterdam, Netherlands, REG-360

Multisine power spectrum optimization for aircraft Sys-ID

In the article, influence of the Multisine power spectrum optimization over the system identification accuracy is investigated. Two kinds of manoeuvres are analysed. In the first case, the Multisine inputs with uniform power spectrum have been used to excite the object. The power spectrum in the second case has been optimized by using *RPF* (Relative Peak Factor) as the cost function. The aircraft response for each manoeuvre is registered and used for estimating stability and control derivatives. The Output Error Method has been selected to perform the system identification. The evaluations have been performed in Matlab 2009b environment.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVII 2016

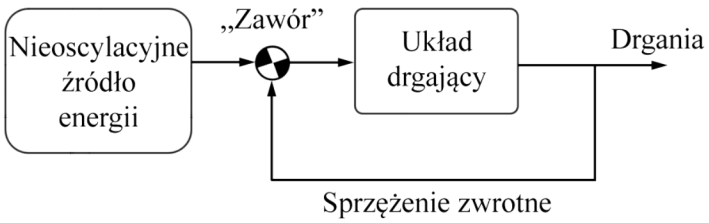
MECHANIZM DRGAŃ SAMOWZBUDNYCH NA PRZYKŁADZIE OSCYLATORA NA TAŚMOCIĄGU

Mateusz Tabuła, Józef Pietrucha, Piotr Lichota, Krzysztof Rogowski
Politechnika Warszawska, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej
e-mail: mtabula@meil.pw.edu.pl

W niniejszym artykule przedstawiono analizę drgań samowzbudnych typu tarciowego na przykładzie oscylatora na taśmociągu. W pracy wykorzystano cztery prawa tarcia: Panowki, Coulomba oraz dwie charakterystyki tarcia opisane funkcją kwadratową i liniową. Na podstawie obliczeń numerycznych przeprowadzonych w środowisku Matlab zbadano zachowanie układu dla następujących parametrów: masa, współczynnik sprężystości sprężyny, współczynnik tłumienia wiskotycznego, prędkość taśmy oraz współczynnik tarcia.

1. Wprowadzenie

Układem samowzbudnym nazywamy taki układ, w którym podczas drgań występuje dopływ energii z zewnątrz powodujący ich narastanie lub tylko podtrzymujący drgania okresowe [4]. Przykładami takich drgań są: drgania kół podczas ostrego hamowania, „piszczenie" hamulców, drgania noża tokarskiego, drgania generatorów elektrycznych, galopowanie przewodów, flatter klasyczny, shimmy itd. Mechanizm drgań samowzbudnych można przedstawić za pomocą schematu blokowego pokazanego na rys. 1. Układem drgającym może być np. odkształcalne skrzydło, oscylator harmoniczny lub układ elektryczny. Do układu drgającego dostarczana jest energia ze źródła nieoscylacyjnego np. ustalony opływ powietrza lub bateria akumulatorów. Dopływ energii do układu jest regulowany przez „zawór". W przypadku flatteru zawór stanowi sprzężenie drgań giętnych oraz skrętnych, w przypadku drgań typu tarciowego zaworem jest nieliniowa charakterystyka tarcia. Zasadniczą cechą układów, w których występują drgania samowzbudne jest sprzężenie zwrotne, które nie występuje w innych układach drgających.



Rys. 1. Schemat blokowy drgań samowzbudnych.

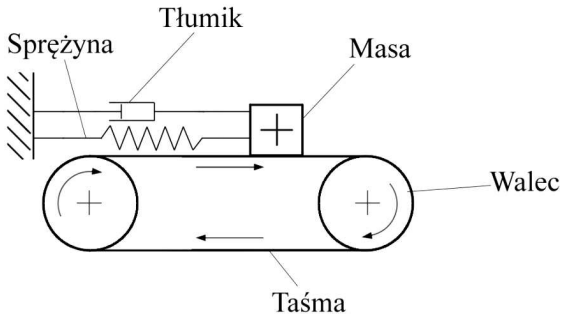
Drgania samowzbudne są szczególnie istotne w technice lotniczej, ponieważ były i nadal są przyczyną wielu katastrof [1], [3]. Pierwszym udokumentowanym wypadkiem lotniczym, w którym stwierdzono wystąpienie flatteru usterzenia był wypadek brytyjskiego samolotu Handley Page O/400 (rys. 2) na początku I wojny światowej [2].

Celem niniejszej pracy jest przeprowadzenie analizy numerycznej drgań samowzbudnych na przykładzie układu oscylatora harmonicznego znajdującego się na ruchomym taśmociągu. Praca stanowi etap wstępny badań nad charakterem drgań aeroelastycznych konstrukcji lotniczych.

Rys. 2. Samolot Handley Page O/400 [9]

2. Sformułowanie problemu

Układ „oscylator na taśmociągu" składa się z klocka traktowanego jako masa punktowa, sprężyny, tłumika oraz z taśmy rozpiętej pomiędzy dwoma walcami, z których jeden napędzany jest za pomocą silnika (rys. 3).



Rys. 3. Model oscylatora na taśmociągu

W pracy przyjęto następujące założenia upraszczające:

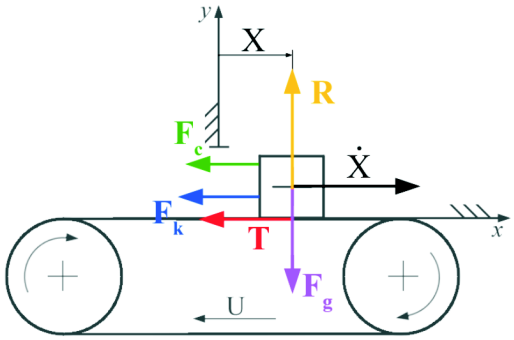
- ruch punktu materialnego odbywa się tylko wzdłuż taśmy,
- wszystkie siły w układzie działają na punkt materialny,
- charakterystyka sprężyny jest liniowa,
- tłumik drgań zastępuje wszystkie możliwe zjawiska tłumiące, które występują w układzie,
- prędkość kątowa walca napędowego jest stała,
- taśma jest wstępnie napięta,
- walce są rozstawione na tyle daleko od siebie, aby punkt materialny nigdy nie osiągnął skraju taśmy.

3. Model matematyczny

Początek układu współrzędnych przyjęto w położeniu równowagi oscylatora, przy czym oś OX jest kolinearna z kierunkiem fragmentu taśmy, w którym styka się ona z masą. Dla założonego układu współrzędnych dynamiczne równanie ruchu punktu materialnego uwolnionego od więzów (rys. 4) można zapisać w postaci skalarnej jako:

$$M\ddot{X} = -F_K - F_C - T \tag{3.1}$$

gdzie: M – masa, $\ddot{X}$ – przyśpieszenie, F_K – siła sprężystości, F_C – siła tłumienia wiskotycznego, T – tarcie, U – prędkość taśmy.



Rys. 4. Siły działające na punkt materialny

Siła sprężystości w równaniu (3.1) ma postać:

$$F_K = KX \tag{3.2}$$

gdzie: K – współczynnik sprężystości, X – położenie masy na taśmie.

Siła tłumienia wiskotycznego dana jest zależnością:

$$F_C = C\dot{X} \tag{3.3}$$

gdzie: C – współczynnik tłumienia wiskotycznego, $\dot{X}$ – prędkość bezwzględna masy.

Tarcie T zdefiniowane jest za pomocą wzoru:

$$T = \mu(w)Mg \tag{3.4}$$

gdzie: g – przyśpieszenie grawitacyjne, $\mu(w)$ – współczynnik tarcia w funkcji prędkości względnej masy. Charakterystyki współczynnika tarcia $\mu(w)$ opisano w rozdziale 3.1.

Po podstawieniu zależności (3.2)-(3.4) do równania (3.1) otrzymano:

$$M\ddot{X} = -KX - C\dot{X} - \mu(w)Mg \tag{3.5}$$

Ponieważ zmienne bezwymiarowe pozwalają łatwiej porównywać ze sobą różne przypadki drgań układu, w niniejszej pracy przeprowadzono ubezwymiarowanie parametrów ruchu [7], [8]. Częstość drgań własnych układu dana jest wzorem:

$$\omega_w = \sqrt{\frac{K}{M}} \tag{3.6}$$

Bezwymiarowy czas $\hat{t}$ zależy od czasu wymiarowego t i częstości drgań własnych układu ω_w:

$$\hat{t} = \omega_w t \tag{3.7}$$

Prędkość bezwymiarowa taśmy wyrażona została jako:

$$u = \frac{K}{Mg\omega_w}U \tag{3.8}$$

Bezwymiarowe położenie punktu materialnego:

$$x = \frac{K}{Mg}X \tag{3.9}$$

Po podstawieniu związków (3.6)-(3.9) do równania (3.5) otrzymano równanie ruchu w postaci bezwymiarowej:

$$\frac{Mg\omega_w^2}{K}\ddot{x} = -\frac{K}{M}\frac{Mg}{K}x - \frac{C}{M}\frac{Mg\omega_w}{K}\dot{x} - \mu(w)g \tag{3.10}$$

Po podstawieniu do równania (3.10) prędkości względnej masy:

$$w = \dot{x} - u \tag{3.11}$$

równanie (3.10) daje się zapisać jako:

$$\ddot{x} + \sqrt{\frac{C^2}{KM}}\dot{x} + x + \mu(\dot{x} - u) = 0 \tag{3.12}$$

W niniejszym artykule przedstawiono wyniki analizy zachowania układu dla następujących wielkości:

- parametru γ, który przedstawiony jest jako:

$$\gamma = \sqrt{\frac{C^2}{KM}} \tag{3.13}$$

- bezwymiarowej prędkości taśmy u.

3.1. Charakterystyki tarcia

Wyróżniamy dwa typy tarcia: statyczne oraz kinematyczne. Główna różnica pomiędzy tymi zjawiskami tkwi w prędkości względnej stykających się ciał. Przyjmuje się, że jeśli punkt materialny nie porusza się względem taśmy (prędkość względna jest równa zeru), to aby go poruszyć, należy użyć pewnej siły skierowanej równolegle do taśmy. Wartość minimalna tej siły wynosi:

$$T = \mu_S R \tag{3.14}$$

gdzie: R – wartość siły nacisku prostopadła do powierzchni stykających się ciał, μ_S – współczynnik tarcia statycznego.

Jeżeli punkt materialny porusza się względem taśmy, wówczas jego ruchowi sprzeciwia się siła skierowana przeciwnie do prędkości co można zapisać jako:

$$T = \mu_K R \tag{3.15}$$

gdzie: μ_K – współczynnik tarcia kinematycznego.

W niniejszej pracy wykorzystano cztery charakterystyki tarcia: Panowki, Coulomba oraz dwie charakterystyki tarcia opisane funkcją kwadratową i liniową.

Charakterystyka tarcia Panowki wyrażona jest za pomocą funkcji [5], [6]:

$$\begin{aligned} &\mu(w) = \mu_S \operatorname{sgn}(w) - \kappa_1 w + \kappa_3 w^3 \\ &\kappa_1 = \frac{3}{2}\frac{\mu_S - \mu_K}{\nu_k} \qquad \kappa_3 = \frac{1}{2}\frac{\mu_S - \mu_K}{\nu_k^3} \end{aligned} \tag{3.16}$$

W niniejszej pracy do analizy ruchu oscylatora przyjęto współczynniki tarcia: $\mu_S = 0{,}4$, $\mu_K = 0{,}25$ oraz bezwymiarową prędkość $\nu_k = 0{,}5$. Charakterystyka tarcia Panowki przyjęta została jako podstawa oceny dla pozostałych charakterystyk.

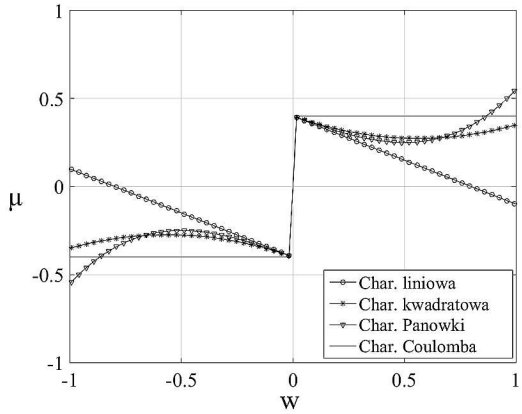
Charakterystyka tarcia Coulomba zakłada, że współczynnik tarcia nie zależy od prędkości względnej, czyli:

$$\mu = \mu_S \tag{3.17}$$

Charakterystyki tarcia opisane funkcją kwadratową oraz liniową zdefiniowane zostały odpowiednio równaniami:

$$\begin{aligned} \mu(w) &= 0{,}4\,\mathrm{sgn}\,(w) - 0{,}45w + 0{,}4\,\mathrm{sgn}\,(w)w^2 \\ \mu(w) &= 0{,}4\,\mathrm{sgn}\,(w) - 0{,}5w \end{aligned} \tag{3.18}$$

Opisane przez wzory (2.18) oraz (2.19) charakterystyki tarcia przedstawiono na rys. 5.



Rys. 5. Charakterystyki tarcia

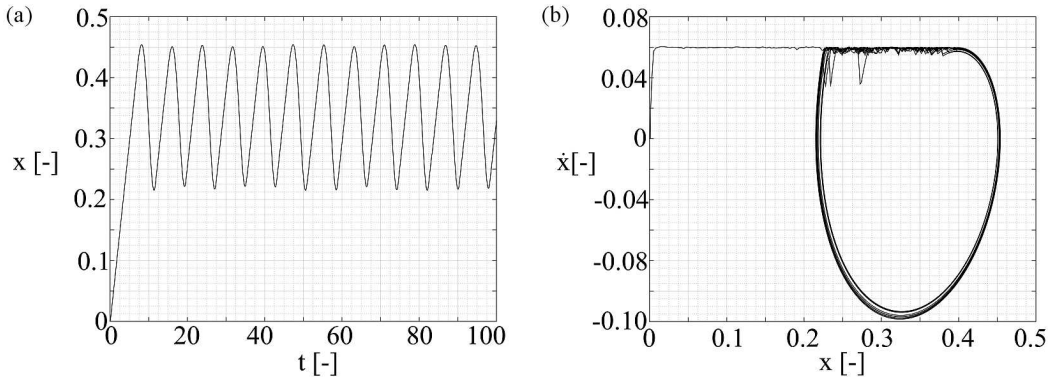
4. Wyniki analizy numerycznej

4.1. Wpływ bezwymiarowej prędkości taśmy u na zachowanie układu

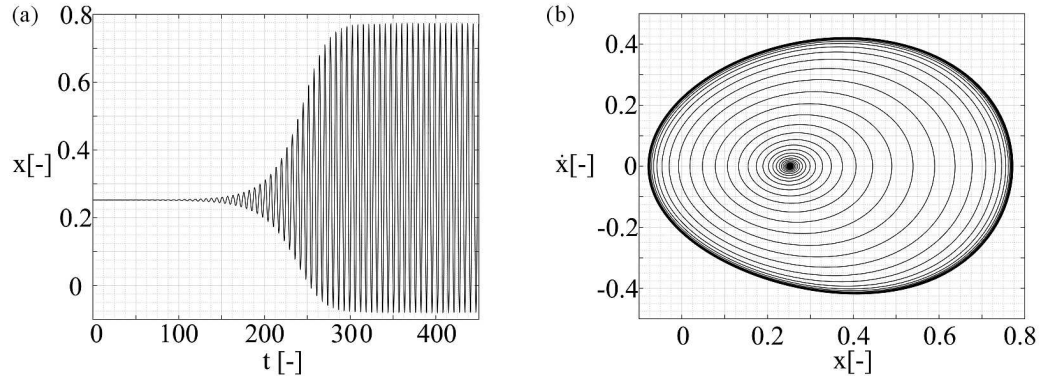
W niniejszej pracy do analizy drgań samowzbudnych oscylatora na taśmociągu przyjęte zostały następujące parametry [7]: masa $M = 0{,}5\,\mathrm{kg}$, współczynnik sprężystości $K = 50\,\mathrm{N/m}$ oraz współczynnik tłumienia $C = 0{,}05\,\mathrm{Ns/m}$. Dla tych parametrów fizycznych oraz dla modelu tarcia Panowki zbadano zachowanie układu w zależności od bezwymiarowej prędkości taśmy u. Poniżej zaprezentowano różne zachowania masy w zależności od prędkości taśmy u.

- Dla zakresu prędkości taśmy $|u| \in \langle 0{,}0000; 0{,}4400\rangle$ masa wykonuje drgania samowzbudne niezależnie od warunków początkowych; możliwe jest również zaobserwowanie cyklu granicznego. Po ustaleniu się drgań możliwe jest wyróżnienie dwóch etapów pojedynczego cyklu. Pierwszym etapem jest ruch masy bez poślizgu z prędkością taśmy. Drugim etapem jest poślizg masy na taśmie, co przejawia się tym, że porusza się ona w przeciwną stronę niż taśma. Dla bardzo małych prędkości taśmy amplituda drgań jest bardzo niewielka. Dla bezwymiarowych prędkości u z przedziału $\langle 0{,}4300; 0{,}4400\rangle$ masa wykonuje drgania, w których zanika etap ruchu bez poślizgu. Na rysunkach 6a oraz 6b przedstawiono odpowiednio zależności położenia masy w funkcji czasu oraz trajektorię masy.

- Dla zakresu prędkości taśmy $|u| \in \langle 0{,}4500;\ 0{,}4993\rangle$ zaobserwowano drgania masy w poślizgu względem taśmy. Ponadto zauważono, że: 1) warunki początkowe mają wpływ na czas ustalania się drgań; 2) położenie równowagi jest położeniem niestatecznym. Położenia początkowe masy różne od położenia równowagi nie mają wpływu na zachowanie układu w stanie ustalonym. Rysunki 7a oraz 7b przedstawiają wykresy drgań odpowiadające temu zakresowi prędkości taśmy.

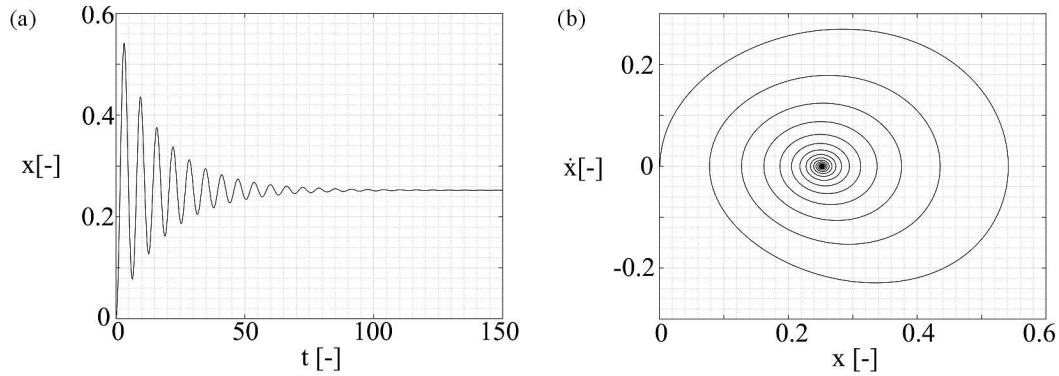


Rys. 6. (a) Położenie masy w funkcji czasu, (b) trajektoria masy; $\gamma = 0{,}01$, $u = 0{,}06$



Rys. 7. (a) Położenie masy w funkcji czasu, (b) trajektoria masy; $x_0 = 0{,}2522$, $u = 0{,}45$

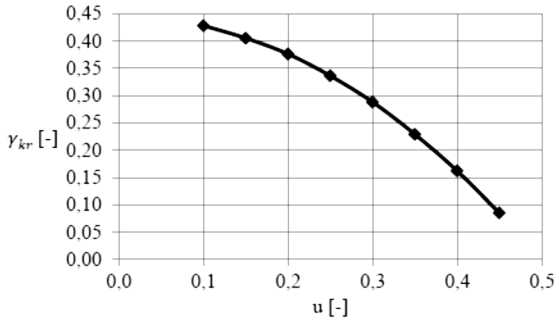
- Dla prędkości taśmy $|u| > 0{,}4993$ drgania wygasają niezależnie od warunków początkowych, zaś położenie masy ustala się w położeniu równowagi układu. W poprzednich przypadkach tarcie występujące w układzie mogło zarówno tłumić, jak i wzbudzać drgania, natomiast w tym przypadku tarcie jedynie tłumi drgania.



Rys. 8. (a) Położenie masy w funkcji czasu, (b) trajektoria masy; $\gamma = 0{,}06$, $u = 0{,}55$

4.2. Wpływ parametru γ na zachowanie układu

W pracy zbadano również zachowanie oscylatora dla różnych wartości parametru γ zdefiniowanego w rozdziale 3. Przyjąwszy bezwymiarową prędkość taśmy $u = 0{,}45$ stwierdzono, że parametr ten musi być dostatecznie mały, tak aby wystąpiły drgania układu. Na podstawie wyników symulacji stwierdzono, że graniczna wartość tego parametru γ_{kr} zależy od prędkości taśmy u, co pokazano na rys. 9.



Rys. 9. Graniczna wartość parametru γ w funkcji prędkości taśmy

4.3. Wpływ warunków początkowych na postać drgań

W niniejszej pracy przeanalizowano również zachowanie układu dla różnych warunków początkowych. Analizując wyniki analizy numerycznej, stwierdzono, że warunki początkowe nie wpływają na stan ustalony drgań, a ponadto położenie początkowe ma większy wpływ na zachowanie układu w stanie nieustalonym niż prędkość początkowa. Dla położenia początkowego odpowiadającego położeniu równowagi, stan nieustalony drgań wydłuża się.

4.4. Wpływ charakterystyki tarcia na postać drgań

W pracy zbadano cztery charakterystyki tarcia: Panowki, Columbowską, z funkcją kwadratową oraz z funkcją liniową. Charakterystyka tarcia, zaproponowana przez Panowkę była punktem odniesienia i stanowiła kryterium oceny dla charakterystyk uproszczonych. Zgodnie z tym kryterium stwierdzono, że rozwiązanie oparte o funkcje kwadratową jest zbliżone do wzorcowego. Analizując dwie pozostałe funkcje tarcia, wykazano, że tarcie ma w tym przypadku silne właściwości tłumiące.

5. Podsumowanie

W niniejszej pracy przeprowadzono analizę drgań samowzbudnych na przykładzie oscylatora harmonicznego umieszczonego na taśmociągu. Zbadane zostało zachowanie układu w zależności od następujących parametrów fizycznych: masa, współczynnik sprężystości, współczynnik tłumienia, prędkość taśmy oraz współczynniki tarcia. Na podstawie przeprowadzonej analizy układu drgającego stwierdzono, że warunki początkowe nie mają wpływu na zachowanie układu. Ponadto stwierdzono, że charakterystyki tarcia: liniowa oraz Coulomba nie nadają się do wykorzystania w analizie numerycznej drgań tego układu.

Bibliografia

1. Arczewski K., Pietrucha J., Szuster J.T., 2008, *Drgania układów fizycznych*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej
2. Bisplinghoff R.L., Ashley H., Halfman R.L., 1955, *Aeroelasticity*, Addison Wesley Publishing Company, Cambridge
3. Fung Y.C., 2002, *An Introduction to the Theory of Aeroelasticity*, Dover Phoenix Editiones
4. Kaliski S., 1966, *Drgania i fale*, Polskie Wydawnictwo Naukowe, Warszawa
5. Panowko G.J., 1971, *Wprowadzenie do teorii drgań mechanicznych* (w j. rosyjskim), Naukowa Dumka

6. Panowko G.J., 1976, *Podstawy teorii drgań* (w j. rosyjskim), Leningradzki Wydział Budowy Maszyn

7. Tabuła M., 2016, *Analiza drgań samowzbudnych typu tarciowego na przykładzie układu: masa na sprężynie-taśmociąg*, Praca Dyplomowa Inżynierska, Politechnika Warszawska

8. Thomsen J.J., 2003, *Dynamic Effects of Nonlinearity and Fast Vibrations: Stiffening, Biasing, Smoothening, Chaos*, Technical University of Denmark

9. http://www.rafmuseum.org.uk/images/archive/PC74-1-222LG.jpg

Friction induced self-excited oscillations of a mass on a moving belt

In this article, the analysis of friction-inducted self-excited oscillations is presented. Four different friction characteristics were applied: Panowko's, Coulomb's and two characteristics consisting of piecewise quadratic and piecewise linear functions. Solutions obtained in Matlab environment showed the system behavior for different physical parameters such as: mass, coefficient of spring, viscous damping coefficient, belt speed and also for various friction characteristics.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVII 2016

WYBRANE PROBLEMY PROJEKTOWANIA NAPĘDU HYDRAULICZNEGO DO UKŁADU STEROWANIA ŚMIGŁOWCEM BEZZAŁOGOWYM

Leszek Ułanowicz, Paweł Szczepaniak, Grzegorz Jastrzębski, Michał Jóźko
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa
e-mail: leszek.ulanowicz@itwl.pl; pawel.przemyslaw.szczepaniak@gmail.com; grzes.oficer@interia.pl; michal.jozko@itwl.pl

Zaprezentowane w artykule zagadnienia dotyczą budowy bezzałogowych platform latających w oparciu o doświadczenia nabyte podczas realizacji projektu „Bezzałogowy śmigłowiec – robot do zadań specjalnych". W artykule zostały przedstawione założenia do projektu i wybrane elementy toku procesu projektowania napędu hydraulicznego do układu sterowania śmigłowcem bezzałogowym. Wskazano problemy podczas projektowania, wykonania oraz badań napędu hydraulicznego do układu sterowania prototypem wielozadaniowego śmigłowca bezzałogowego. Przedstawiono wyniki badań prototypu oraz ich analizę. Sformułowano wnioski końcowe.

Słowa kluczowe: napęd hydrauliczny, układ sterowania, śmigłowiec bezzałogowy

1. Wstęp

Przedstawione w publikacji zagadnienia dotyczą napędu hydraulicznego do układu sterowania lekkim śmigłowcem bezzałogowym. Celem pracy jest przedstawienie zagadnień z projektowania i badań napędu hydraulicznego do układu sterowania skokiem ogólnym i okresowym głowicy wirnika nośnego oraz skokiem śmigła ogonowego. Projekt tego napędu jest elementem składowym projektu wielozadaniowego lekkiego śmigłowca bezzałogowego. Przeprowadzone prace projektowe i badawcze pozwoliły sformułować wnioski dotyczące procesu projektowania takich systemów dla lekkich śmigłowców bezzałogowych.

2. Wybrane elementy z procesu projektowania

Projektowanie układu hydraulicznego śmigłowca bezzałogowego powinno uwzględniać racjonalny dobór schematu działania dostosowanego do wymagań eksploatacyjnych, przy całkowitej pewności działania oraz przy możliwie małym ciężarze i możliwie wysokiej sprawności energetycznej układu [6]. Dlatego też w pierwszym etapie projektowania należy sformułować założenia do projektu takiego układu [6], [3], [4]. Niezbędne są schematy kinematyczne układu sterowania śmigłowcem, w tym umiejscowienie hydraulicznych elementów wykonawczych oraz przewidywane wypadkowe siły potrzebne do sterowania płaszczyznami aerodynamicznymi wirnika nośnego oraz śmigła ogonowego. Dane te są niezbędne do określenia obciążeń eksploatacyjnych siłowników. Na podstawie przewidywanych wartości sił zewnętrznych działających na elementy wykonawcze napędu w warunkach eksploatacji i sposobu zabudowy na śmigłowcu bezzałogowym przeprowadza się dobór podstawowych parametrów, takich jak: skok roboczy oraz średnica siłownika [1], [3], [6], [7]. Równie ważny jest zakładany zakres prędkości ruchu tłoczyska siłownika, co jest związane bezpośrednio z możliwościami sterowania śmigłowcem przez operatora. Istotny aspekt, który należy wziąć pod uwagę przy projektowaniu napędu hydraulicznego układu sterowania śmigłowca bezzałogowego, to charakterystyki elektrohydraulicznych elementów sterujących ruchem siłownika, żeby zapewnić zadowalającą sterowność. W przypadku śmigłowców

bezzałogowych jest to zadanie skomplikowane, gdyż urządzenia te muszą współpracować z układem autopilota lub układem zdalnego sterowania ręcznego. Z teoretycznego punktu widzenia taki sposób sterowania śmigłowcem jest trudniejszy, ze względu na „skumulowany" czas reakcji operatora, który jest dłuższy niż czas reakcji pilota śmigłowca załogowego. Wynika to z cech układu człowiek-systemy łączności-maszyna. Pilot śmigłowca załogowego wykorzystuje więcej zmysłów pozwalających zachować równowagę śmigłowca niż operator na ziemi i szybkość reakcji na te odchylenia jest większa. W związku z tym śmigłowiec bezzałogowy musi charakteryzować się większą niż załogowy statecznością, co wpływa niekorzystnie na jego sterowność [5], [8]. Kolejnym poważnym problemem jest stabilność pracy napędu hydraulicznego, która związana jest ze zmianami wymuszeń i zakłóceń będących efektem zmiennych w czasie lotu obciążeń aerodynamicznych. Szeroko ten problem został przedstawiony w pozycji [2]. Według zaobserwowanych kierunków w zakresie prac nad napędem hydraulicznym do układu sterowania śmigłowcem bezzałogowym można stwierdzić dwa sposoby postępowania:

1) zaprojektowanie całkowicie nowego napędu hydraulicznego, z wykorzystaniem serwomechanizmów elektrohydraulicznych, adaptowanych z innych typów urządzeń i dostosowywanie do potrzeb śmigłowca bezzałogowego (przykład: ILX27),
2) dostosowanie istniejącego napędu hydraulicznego do zdalnego, bezzałogowego sterowania śmigłowcem (przykład: SW-4 PZL Świdnik).

Mając to na uwadze, zaproponowany został tok projektowania napędu hydraulicznego układu sterowania śmigłowca bezzałogowego według poniższego schematu postępowania.

1. Określenie założeń technicznych do projektowania, w tym:
   - sił potrzebnych do sterowania płaszczyznami aerodynamicznymi,
   - sposobu sterowania hydraulicznymi elementami rozdzielczymi,
   - rodzaju elementów sterujących i wykonawczych,
   - rodzaju cieczy roboczej w układzie,
   - sposobu zabudowy na śmigłowcu,
   - sposobu napędu źródła energii hydraulicznej,
   - parametrów procesów roboczych i towarzyszących oraz oszacowania ich wartości,
   - wymagań eksploatacyjnych.
2. Wykonanie wstępnych obliczeń hydraulicznych.
3. Opracowanie projektu wstępnego napędu hydraulicznego, który zawiera:
   - architekturę systemu,
   - rozmieszczenie elementów na śmigłowcu,
   - analizę masową,
   - wstępny dobór elementów składowych.
4. Wykonanie obliczeń hydraulicznych sprawdzających.
5. Opracowanie dokumentacji konstrukcyjnej, która zawiera:
   - obliczenia,
   - schematy,
   - rysunki,
   - wykazy części,
   - zasady montażu.
6. Opracowanie elementów dokumentacji eksploatacyjnej (elementy instrukcji obsługiwania i użytkowania, w zakresie dotyczącym napędu hydraulicznego).

Podstawowymi danymi wejściowymi do projektowania napędu hydraulicznego są:

- maksymalne wartości sił potrzebnych do sterowania łopatami wirnika F_S,
- zakres wartości skoku roboczego siłowników H_{rc},
- zakres wartości zakładanych prędkości ruchu tłoczyska siłowników v_r,
- zakres wartości temperatury pracy,
- informacje dotyczące strategii eksploatacji.

W celu obniżania ciężaru napędu hydraulicznego w statkach powietrznych o przeznaczeniu wojskowym powinno stosować się instalacje o wysokiej wartości ciśnienia roboczego [6]. Układy projektowane na wysokie wartości ciśnienia roboczego (powyżej 25 MPa), są szczególnie wrażliwe na warunki eksploatacyjne i wymagają większej dokładności wykonania. Wiąże się to ze wzrostem wymagań dla cieczy roboczej i jej czystości (klasy czystości cieczy roboczej wg NAS 1638 lub PN ISO 4406) [9].

Elementy wykonawcze wraz ze zwiększaniem ciśnienia roboczego są mniejsze (przy uzyskiwanej tej samej sile potrzebnej do sterowania), natomiast wzrasta masa armatury i przewodów lub konieczne jest stosowanie nieporównywalnie droższych technologii wykonania i materiałów na te elementy. Istotny problem praktyczny stanowi również dostępność części. Przykładowo, zastosowanie zaworu o dopuszczalnym ciśnieniu pracy wynoszącym 20 MPa w instalacji, która jest projektowana na 15 MPa jest działaniem nieracjonalnym według kryterium masy napędu hydraulicznego. Natomiast z punktu widzenia dostępności elementów, takie działanie jest jedynym rozsądnym. Możliwe jest zaprojektowanie i wykonanie takiego elementu dla danego zastosowania, co jest jednak zbyt kosztowne i nieuzasadnione ekonomicznie. Maksymalne wartości sił potrzebne do sterowania związane są obciążeniami płaszczyzn aerodynamicznych łopat wirnika nośnego oraz rozwiązaniami kinematyki układu sterowania łopatami, z których wynika również całkowity skok roboczy tłoczyska siłowników. Zakładana wartości prędkości ruchu tłoczyska związane są z wymaganą dynamiką sterowania. Od zakładanej prędkości ruchu elementów wykonawczych napędu zależy zapotrzebowanie układu na strumień płynu hydraulicznego. Natomiast od siły potrzebnej do sterowania łopatami zależy ciśnienie robocze w układzie i pole powierzchni czynnej w siłowniku hydraulicznym [1], [3], [6], [7].

Podstawowym warunkiem prawidłowego funkcjonowania napędu hydraulicznego jest zapewnienie elementom wykonawczym strumienia płynu hydraulicznego o odpowiedniej wartości (spełniony bilans: „wydajność pompy-zapotrzebowanie"):

$$Q_P \pm Q_H = Q_Z \tag{2.1}$$

gdzie Q_P – wydajność pompy hydraulicznej, Q_H – strumień płynu hydraulicznego z/do hydroakumulatora, Q_Z – zapotrzebowanie układu na strumień płynu hydraulicznego:

$$Q_Z = \sum Q_S + \sum q_i \tag{2.2}$$

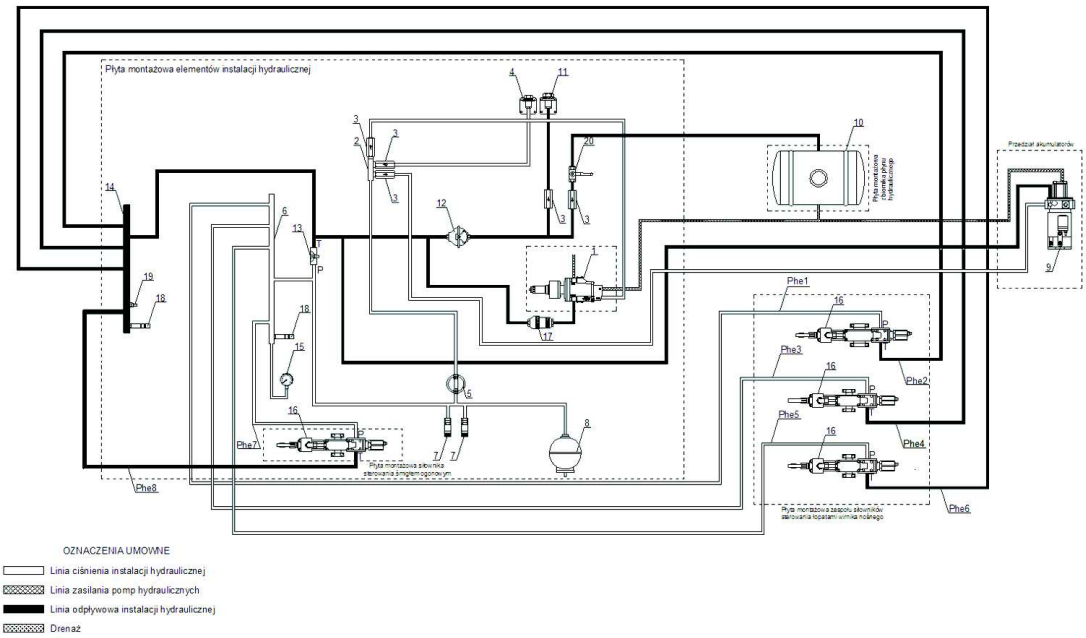
gdzie $\sum q_i$ – sumaryczne przecieki wewnętrzne elementów układu, $\sum Q_S$ – sumaryczna chłonność siłowników serwomechanizmów w danej chwili pracy:

$$\sum Q_S = Q_{S1} + Q_{S2} + Q_{S3} + Q_{SSo} \tag{2.3}$$

gdzie $Q_{S1,2,3}$ – chłonność siłowników serwomechanizmów sterowania skokiem okresowym i ogólnym, Q_{SSo} – chłonność siłownika serwomechanizmu sterowania skokiem śmigła ogonowego.

Zależność na chłonność, przykładowo dla ruchu tłoczyska siłownika pierwszego „w dół" ma postać:

$$\sum Q_{S1} = \frac{V_{tlok}}{t_r} = \frac{A_{tlok} H_r}{t_r} \tag{2.4}$$



Rys. 1. Schemat ideowy napędu hydraulicznego do układu sterowana śmigłowcem bezzałogowym: 1 – pompa hydrauliczna o zmiennej wydajności, 2, 3 – zawory jednokierunkowe, 4 – króciec zasilania naziemnego linii odpływowej, 5 – filtr hydrauliczny wysokiego ciśnienia, 6 – kolektor zbiorczy linii zasilania, 7 – presostat pompy awaryjnej, 8 – hydroakumulator pneumatyczny, 9 – pompa hydrauliczna o stałej wydajności z napędem elektrycznym, 10 – zbiornik cieczy roboczej, 11 – króciec zasilania naziemnego linii wysokiego ciśnienia, 12 – filtr niskiego ciśnienia z odstojnikiem, 13 – zawór bezpieczeństwa, 14 – kolektor zbiorczy linii odpływowej, 15 – manometr kontrolny, 16 – serwomechanizm elektrohydrauliczny, 17 – filtr niskiego ciśnienia, 18 – czujnik ciśnienia, 19 – czujnik temperatury cieczy roboczej, 20 – zawór odcinający, Phe – przewody hydrauliczne

gdzie: V_{tlok} – objętość komory tłokowej wypełniona płynem hydraulicznym, t_r – czas wypełniania płynem hydraulicznym określonej objętości komory tłokowej, A_{tlok} – powierzchnia tłoka, H_r – wypracowany skok tłoczyska.

Istotna część strumienia (wydajności) pompy tracona jest na przecieki wewnętrzne elementów układu hydraulicznego. Podczas projektowania napędu hydraulicznego należy uwzględnić te straty, gdyż w szczególnych przypadkach mogą stanowić one znaczną część zapotrzebowania układu na strumień płynu hydraulicznego [1], [3], [6], [7]. Duże wartości strumienia przepływającego z części zasilającej do odpływowej są szczególnie cechą elementów sterowniczych suwakowych z przykryciem ujemnym, gdzie w konkretnym wysterowanym położeniu odsadzenie suwaka nie zakrywa całkowicie okien tulei. Ogólna zależność na przecieki wewnętrzne elementów napędu hydraulicznego śmigłowca ma postać:

$$\sum q_i = q_{S1} + q_{S2} + q_{S3} + q_{SSo} + q_{13} \tag{2.5}$$

gdzie: $q_{S1,2,3}$ – przecieki wewnętrzne rozdzielaczy siłowników serwomechanizmów, sterowania skokiem okresowym i ogólnym, q_{SSo} – przecieki wewnętrzne rozdzielacza siłownika serwomechanizmu sterowania skokiem śmigłą ogonowego, q_{13} – przecieki wewnętrzne zaworu bezpieczeństwa.

Wielkość strumienia płynu hydraulicznego, przepływającego z części zasilającej do odpływowej zależy również od wielu innych czynników [3], [6], [7], [10]. Szczególny wpływ na przecieki wewnętrzne ma temperatura płynu hydraulicznego, od której zależy lepkość i gęstość płynu hydraulicznego. Ponadto od temperatury płynu zależy temperatura elementów hydraulicznych par precyzyjnych. Wraz ze zmianą temperatury hydraulicznych par precyzyjnych, zmieniają się ich wymiary (rozszerzalność termiczna), a więc luz c_r pomiędzy jej elementami.

W związku z tym:

$$q_i = f(\Delta p, l, c_r, \nu, \rho) \tag{2.6}$$

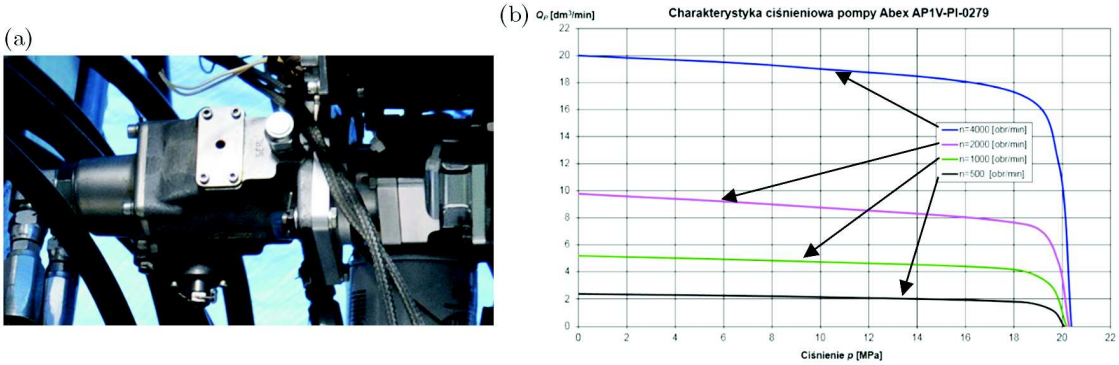
gdzie: Δp – różnica chwilowej wartości ciśnienia w części zasilającej i odpływowej rozdzielacza, l – długość linii styku hydraulicznej pary precyzyjnej, c – luz hydraulicznej pary precyzyjnej, ν – lepkość kinematyczna płynu hydraulicznego, ρ – gęstość płynu hydraulicznego.

Problem przepływu płynu hydraulicznego jako cieczy jednorodnej i niejednorodnej przez szczeliny w hydraulicznych parach precyzyjnych, obejmujący również wytyczne do projektowania został szczegółowo przedstawiony w pozycji [10].

Kolejny etap procesu projektowania dotyczy doboru źródła energii hydraulicznej, co warunkuje możliwości uzyskiwania w układzie określonej wartości maksymalnej ciśnienia roboczego i strumienia cieczy roboczej w celu uzyskiwania odpowiednich prędkości ruchu elementów wykonawczych. Rodzaj zastosowanego źródła energii hydraulicznej warunkuje również sposób rozwiązania układu hydraulicznego, zwłaszcza gdy układ wymaga zmiennych prędkości ruchu elementów wykonawczych. Należy również pamiętać o aspektach technicznych związanych z napędem źródła energii hydraulicznej. W analizowanym przypadku zastosowano pompę hydrauliczną o zmiennej wydajności, wielotłokową osiową z wirującą tarczą oporową (rys. 2a). Zależność na strumień płynu hydraulicznego wytwarzany przez pompę ma postać [1], [3], [6], [7]:

$$Q_P = x_P n_P q_P \eta \tag{2.7}$$

gdzie: x_P – nastawa regulatora, n_P – prędkość obrotowa, q_P – wydajność jednostkowa, η – sprawność ogólna.



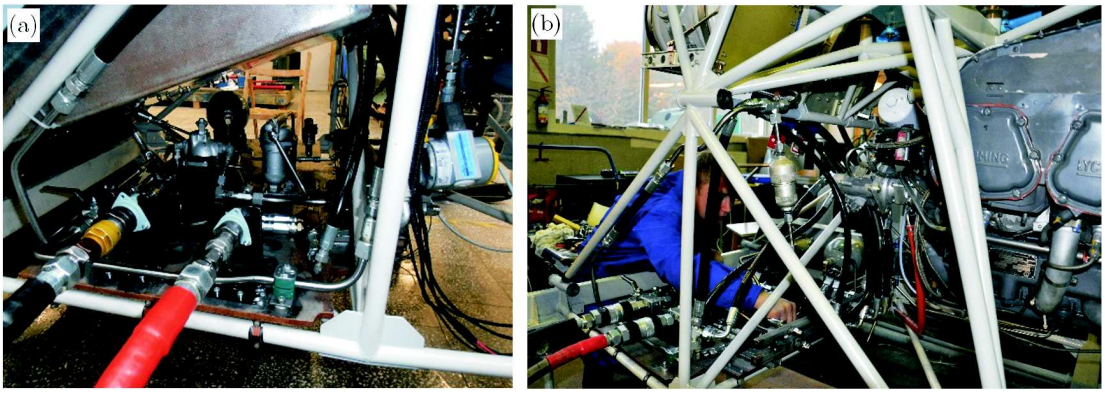
Rys. 2. Pompa hydrauliczna Abex AP1V-PI-0279: (a) widok ogólny na śmigłowcu, (b) charakterystyka ciśnieniowa

Zakres nastawy regulatora zmienia się w zakresie $0 \div 1$. Strumień wytwarzany Q_P przez pompę ma wartość bliską zero w sytuacji, gdy zapotrzebowanie Q_Z układu jest bliskie zero. Sytuacja taka występuję przy braku ruchu drążkami sterowymi, wtedy ciśnienie w układzie ma wartość regulowaną, a strumień pompy kompensuje tylko przecieki wewnętrzne układu. W takim stanie pracy pompy hydraulicznej kąt wychylenia tarczy oporowej ma bardzo małe wartości.

Wartość strumienia wytwarzanego zależy od prędkości obrotowej napędu, zgodnie z zależnością (2.7). Rzeczywisty strumień Q_P płynu hydraulicznego, wytwarzany przez pompę (rys. 2a) dla jednej wartości prędkości obrotowej, zmienia się w zależności od ciśnienia płynu w układzie, zgodnie z charakterystyką ciśnieniową (rys. 2b). Zmniejszenie strumienia pompy w związku ze zwiększaniem ciśnienia płynu hydraulicznego w układzie związane jest ze stratami objętościowymi (tzw. szczelinowymi). Zwiększanie ciśnienia w układzie powoduje zwiększanie strat szczelinowych, a więc obniżanie wartości sprawności objętościowej, która jest elementem sprawności ogólnej η. Przeważnie sprawność objętościowa η_v zawiera się w zakresie $0{,}7 \div 0{,}9$.

3. Badania prototypu

Przedstawione wyniki badań prototypu napędu hydraulicznego śmigłowca bezzałogowego stanowią weryfikację przyjętego toku postępowania w procesie projektowania. Po przeprowadzeniu montażu napędu hydraulicznego przeprowadza się szereg badań mających na celu sprawdzenie parametrów pracy, szczelności połączeń oraz współpracy z układem awionicznym. Pierwsze próby przeprowadza się, zasilając instalację z lotniskowego źródła energii hydraulicznej (rys. 3). Ocenianymi parametrami podczas prób jest przede wszystkim ciśnienie p_z w linii zasilania siłowników i ciśnienie p_o w linii odpływowej instalacji. Wartości tych parametrów rejestrowane są w czasie t_p próby. W efekcie uzyskiwane są charakterystyki zmian ciśnienia zasilania $p_z(t_p)$ i ciśnienia płynu hydraulicznego $p_o(t_p)$ w linii odpływowej instalacji. Efekty zmian ciśnienia uzyskuje się w wyniku ruchów drążkami sterowymi, które powodują przemieszczanie elementów wykonawczych. Zwiększone wartości ciśnienia w linii odpływowej są z reguły zjawiskiem niekorzystnym. Świadczy to o zbyt małej przepustowości linii odpływowej, co powoduje spiętrzanie strumienia płynu hydraulicznego i generowanie ciśnienia. Takie zjawiska powodują zmniejszanie prędkości ruchu siłowników (płyn hydrauliczny pod ciśnieniem w przeciwkomorze siłownika hamuje jego ruch). Ponadto zbyt duże ciśnienie w linii odpływowej może powodować zaburzenia pracy hydraulicznych elementów sterowniczych.



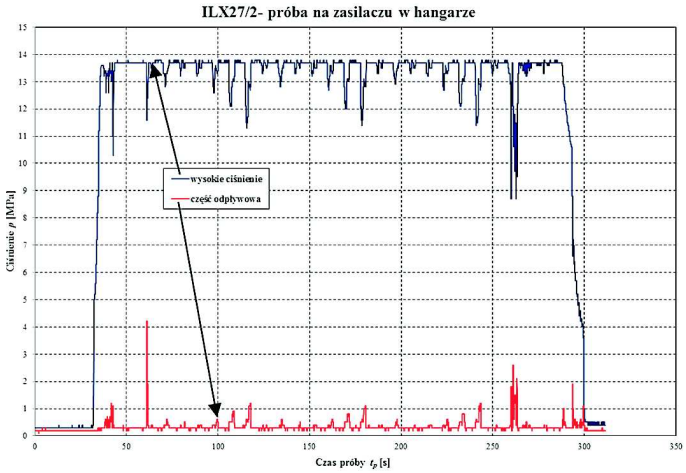
Rys. 3. Napęd hydrauliczny do układu sterowania śmigłowcem bezzałogowym: (a) widok płyty montażowej z elementami napędu, przy podłączonym zasilaczu hydraulicznym, (b) dokręcanie połączeń po próbie szczelności

Po wykonaniu montażu napędu hydraulicznego przeprowadzono próby z wykorzystaniem zasilacza hydraulicznego. Strumień pompy zabudowanej w zasilaczu reguluje się na taką wartość, jaka jest określona dla pompy pokładowej. Próba taka pozwala ocenić wartości ciśnienia, szczelność połączeń oraz współpracę z układem awionicznym (czy następuje zmiana położenia tłoczyska siłownika zgodnie z zadanym sygnałem wymuszającym). Wynikami próby (rys. 4) są przebiegi zmian wartości ciśnienia zasilania i ciśnienia w linii odpływowej układu hydraulicznego.

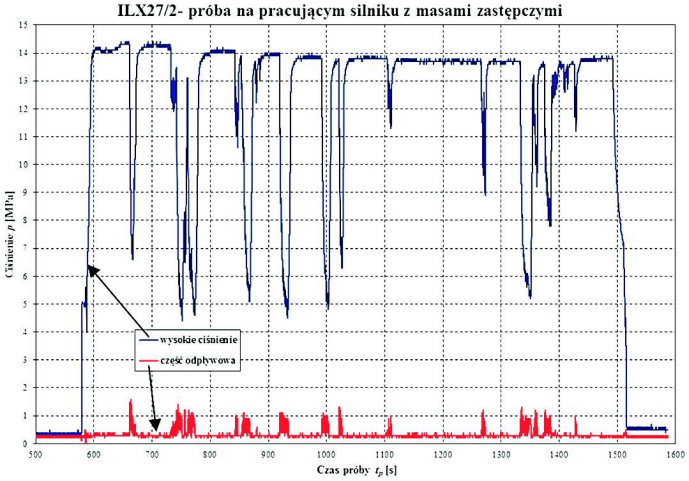
W próbie tej siłowniki są nieobciążone, a układ jest zasilony z poza pokładowych źródeł energii hydraulicznej.

Podczas badań należy przeprowadzić próbę, w której wykonuje się ruchy wszystkim drążkami sterowymi w pełnym zakresie skoku, z maksymalnymi wysterowanymi prędkościami ruchu (rys. 5). Na podstawie tej próby można sprawdzić działanie regulatora wydajności głównej pokładowej pompy hydraulicznej oraz zadziałanie elementów awaryjnej instalacji hydraulicznej.

W przypadku nagłego spadku wartości ciśnienia zasilania na chwilę po zaprzestaniu ruchów drążkami sterowymi powinno dojść do szybkiego wzrostu wartości ciśnienia (wtedy regulator ma nastawę $x_P = 1$). Wtedy hydroakumulator wypełniany jest cieczą hydrauliczną aż do uzyskania wartości ciśnienia nominalnego (regulacji pompy). Gdy nastąpi wzrost ciśnienia do wartości p_n, a nastawa regulatora x_P zaczyna dążyć do zera (pompa przechodzi w stan kompensowania



Rys. 4. Przebiegi zmian wartości ciśnienia w instalacji hydraulicznej $p_{z,o}(t_p)$ przy zasilaniu jej z lotniskowego źródła energii hydraulicznej

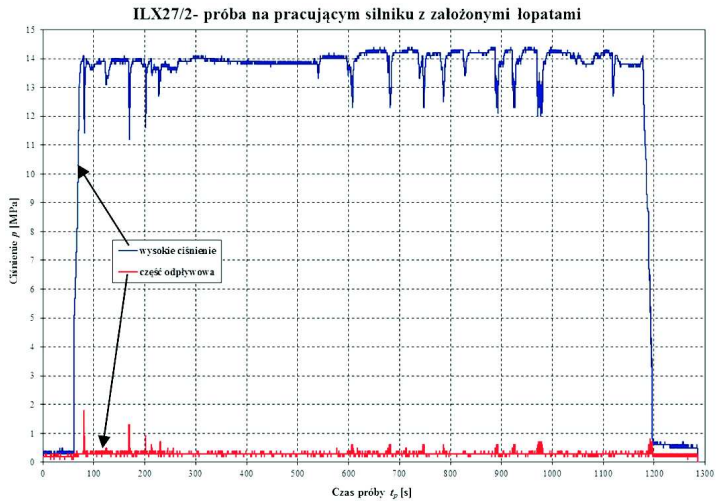


Rys. 5. Przebiegi zmian wartości ciśnienia $p_{z,o}(t_p)$ w instalacji hydraulicznej przy pracującym silniku napędowym wirnika podczas próby w klatce, z założonymi masami zastępczymi na wirniku

przecieków wewnętrznych instalacji). Należy pamiętać, że taka próba nie odwzorowuje warunków pracy napędu. Rzeczywiste zapotrzebowanie na strumień płynu hydraulicznego podczas tej próby jest o wiele większe niż określone w założeniach projektowych i rzeczywiście potrzebne do sterowania śmigłowcem podczas lotu. Natomiast efektem takich prób przy małych wartościach obciążenia siłowników i dużym zapotrzebowaniu na strumień płynu (wysterowanej maksymalnej prędkości siłowników) jest znaczny spadek ciśnienia zasilania. Siłowniki obciążane są od sił aerodynamicznych na łopatach wirnika. W takiej sytuacji możliwy jest spadek ciśnienia nawet poniżej ciśnienia załadowania hydroakumulatora (rys. 5) i znaczny wzrost wartości ciśnienia w części odpływowej instalacji, co jest efektem spiętrzania strumienia płynu, chociażby na przegrodzie filtra.

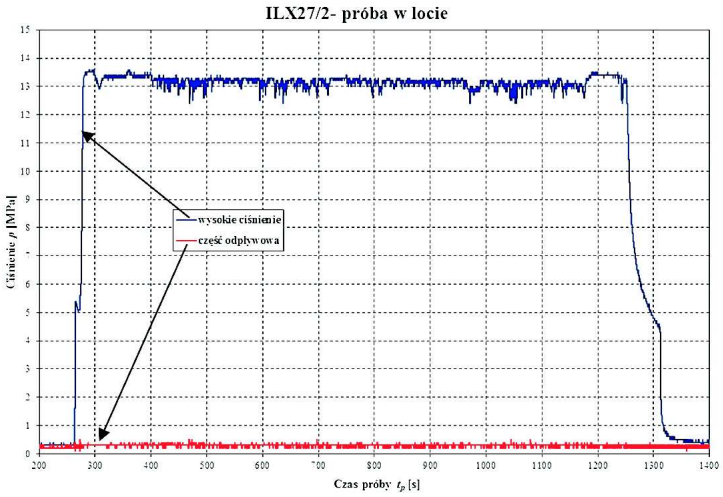
W ostatnim etapie przed próbami w locie badano śmigłowiec bezzałogowy w rotundzie. Śmigłowiec był na uwięzi, próba przeprowadzona na pracującym silniku i z założonymi łopatami wirnika. Badania te pozwalały ocenić pracę całego systemu hydraulicznego w warunkach zbliżonych do eksploatacyjnych. Podczas tych badań układ był zasilany ze źródeł pokładowych. Badania te nie wykazały znacznych spadków wartości ciśnienia zasilania podczas próby (minimalna wartość to 11,2 MPa) i uzyskanych wartości ciśnienia w części odpływowej instalacji (1,7 MPa). Na podstawie uzyskanych wyników (rys. 6) stwierdzono, że po przeprowadzeniu czynności regulacyjnych

napęd hydrauliczny do układu sterowania śmigłowcem bezzałogowym będzie przygotowany do próby w locie.



Rys. 6. Przebiegi zmian wartości ciśnienia w instalacji hydraulicznej $p_{z,o}(t_p)$ przy pracującym silniku napędowym wirnika podczas próby w klatce z założonymi łopatami wirnika

Ostatni etap weryfikacji stanowią badania w locie. Wyniki tych badań (rys. 7) wykazały, że napęd hydrauliczny został zaprojektowany, wykonany i wyregulowany prawidłowo. Wartość ciśnienia zasilania podczas lotu, nie powinna być mniejsza niż 90% wartości ciśnienia nominalnego [6]. Pompa hydrauliczna została wyregulowana na nominalną wartość ciśnienia $p_n = 13{,}5\,\mathrm{MPa}$. Minimalna wartość ciśnienia zasilania podczas próby w locie wyniosła 12,5 MPa. Natomiast dopuszczalna wartość ciśnienia p_o w części odpływowej instalacji może stanowić $10 \div 15\%$ wartości nominalnej ciśnienia zasilania [1], [6].



Rys. 7. Przebiegi zmian wartości ciśnienia w instalacji hydraulicznej $p_{z,o}(t_p)$ przy pracującym silniku napędowym wirnika podczas próby w klatce z założonymi masami zastępczymi na wirniku

W analizowanym przypadku wartość maksymalna w części odpływowej wyniosła 0,4 MPa, co stanowi 3% wartości ciśnienia nominalnego zasilania instalacji.

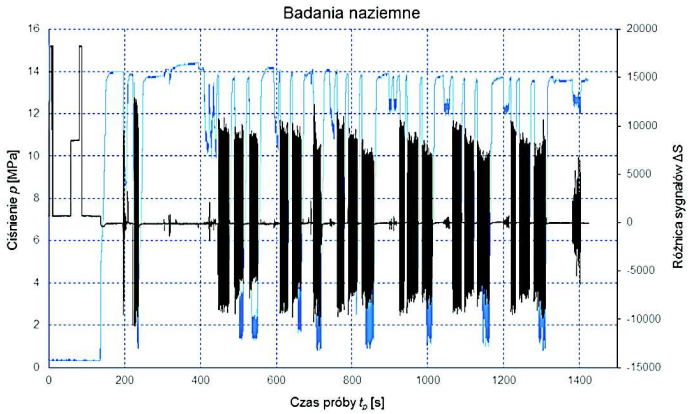
Jednym z zaproponowanych sposobów oceny funkcjonowania napędu hydraulicznego do układu sterowania śmigłowcem bezzałogowym jest analiza przebiegów sygnałów sterujących i odpowiedzi układu. Do oceny efektywności nadążania układu wykonawczego za sygnałem sterującym zaproponowano parametr ΔS. Jest on różnicą wartości cyfrowego sygnału sterującego rozdziela-

czem S_Z siłownika i sygnału rzeczywistego S_{RZ}, wypracowanego skoku geometrycznego tłoczyska siłownika:

$$\Delta S = S_Z - S_{RZ}$$

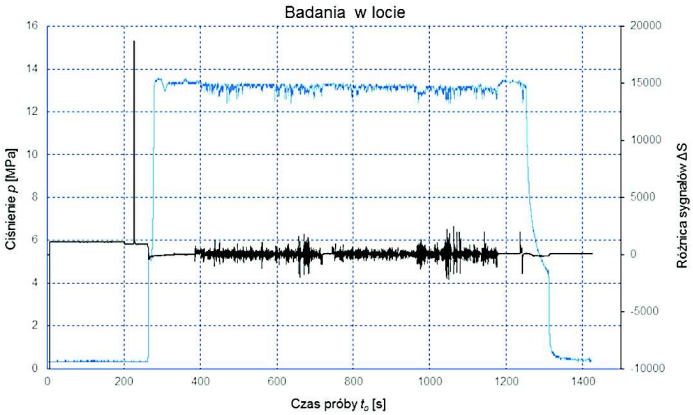
gdzie: S_Z – zadany sygnał cyfrowy sterujący skokiem siłownika, S_{RZ} – sygnał rzeczywistego wypracowanego skoku tłoczyska siłownika, uzyskany czujnika z położenia tłoczyska.

Wartość sygnału ΔS związana jest nie tylko z bezwładnością elementów układu, która wynika z ich charakterystyk, ale również z chwilową wydolnością układu hydraulicznego pod względem wielkości strumienia płynu. W sytuacji maksymalnego wysterowania skoku i prędkości siłownika, strumień płynu hydraulicznego wytworzony przez pompę ma zbyt małą wartość. Wtedy tłoczysko siłownika zwalnia, a objawia się to zwiększoną wartością sygnału ΔS (rys. 8).



Rys. 8. Przebiegi zmian wartości ciśnienia w instalacji hydraulicznej $p_z(t_p)$ przy pracującym silniku napędowym wirnika podczas próby w klatce z założonymi masami zastępczymi na wirniku

Maksymalne wartości sygnału ΔS uzyskano w sytuacji wykonania ruchu drążkiem przed uruchomieniem silnika napędowego, wtedy wartość ciśnienia zasilania jest równa zero (nie pracuje pompa hydrauliczna), a odpowiedź napędu hydraulicznego ze względu na brak energii jest niemożliwa. Bardzo duże wartości ΔS uzyskano również dla nagłych pełnych ruchów sterami, co świadczy o związku pomiędzy przebiegami czasowymi parametru ciśnienia zasilania p_n i sygnału ΔS (rys. 8). Znacznie mniejsze wartości sygnału ΔS uzyskano podczas próby w locie (rys. 9).



Rys. 9. Przebiegi zmian wartości ciśnienia w instalacji hydraulicznej $p_z(t_p)$ oraz różnicy sygnałów $\Delta S(t_p)$ podczas prób naziemnych i w locie

4. Podsumowanie

Wyniki badań w locie wykazały, że napęd hydrauliczny działa prawidłowo. Można więc stwierdzić, że przyjęty tok procesu projektowania jest poprawny. Prace nad konstruowaniem, kompletowaniem oraz badaniem napędu hydraulicznego do układu sterowania śmigłowcem bezzałogowym wykazały, że nie zawsze możliwe jest precyzyjne dobranie elementów napędu, ze względu na ich brak w ofercie handlowej. Wyniki badań i analiz wykazały, że możliwe jest dopracowanie napędu hydraulicznego w zakresie zmniejszenia wymiarów i masy jego elementów. Wymaga to jednak dodatkowych prac.

Bibliografia

1. Kotnis G., 2011, *Budowa i eksploatacja układów hydraulicznych w maszynach*, Wydawnictwo KaBe, Krosno
2. Ułanowicz L., 2006, Analiza stabilności układu hydraulicznego wspomagania sterowania samolotem, *Przegląd Mechaniczny*, **11**, 18-24, PL ISSN 0033-2259
3. Stryczek S., 2005, *Napęd hydrostatyczny*, WNT Warszawa
4. Szabelski K., Jancelewicz B., Łucjanek W., red., 1995, *Wstęp do konstrukcji śmigłowców*, WKŁ Warszawa
5. Nawrat A., 2009, *Modelowanie i sterowanie bezzałogowych obiektów latających*, Wydawnictwo Politechniki Śląskiej, Gliwice
6. Lipski J., 1977, *Napędy i sterowania hydrauliczne*, WKŁ Warszawa
7. Tomczyk J., 1999, *Modele dynamiczne elementów i układów napędów hydrostatycznych*, WNT Warszawa
8. Witkowski R., 1986, *Budowa i pilotaż śmigłowców*, WKŁ Warszawa
9. Baczewski K., Hebda M., 1991, *Filtracja płynów eksploatacyjnych*, MCNEMT Radom
10. Ułanowicz L., 2013, *Badanie procesów destrukcyjnych w lotniczych napędach hydraulicznych w aspekcie ich trwałości*, Wydawnictwo ITWL Warszawa

Selected problems of design of hydraulic system of unmanned helicopter

Discussed in this paper issues concern the construction of unmanned airborne platforms based on the experience gained during the project "Unmanned helicopter – robot for special tasks". This paper presents assumptions to the project and selected elements in the design process of the hydraulic system. It points out problems in the design, execution and testing of the hydraulic system of a multi-purpose unmanned helicopter. The results of prototype testing and analysis are formulated.

Prezentowane w publikacji wyniki badań zostały pozyskane podczas realizacji projektu pod tytułem „Bezzałogowy śmigłowiec – robot do zadań specjalnych", nr O R00 0048 08, finansowanego przez MNiSW.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVII 2016

WARIANTY ZASTOSOWANIA WYBRANYCH MORSKICH BEZZAŁOGOWYCH SYSTEMÓW POWIETRZNYCH

Jacek Zalewski, Mirosław Chmieliński
Akademia Marynarki Wojennej, Gdynia
e-mail: m.chmielinski@amw.gdynia.pl

Przedmiot artykułu stanowią wyniki badań porównawczych nad rozwiązaniem problemu zdefiniowanego w postaci pytania; jakie są współczesne warianty zastosowania bezzałogowych systemów powietrznych w marynarce wojennej? Dla rozwiązania problemu głównego zdefiniowano zagadnienia szczegółowe obejmujące wykorzystanie BSP, w tym szczególnie w działaniach na morzu. W podsumowaniu przedstawiono kierunki rozwoju wybranych BSP. W treści artykułu zaprezentowano wybrane przykłady i rozwiązań wykorzystywanych w misjach na morzu.

Słowa kluczowe: rozpoznanie, środki bezpilotowe, marynarka wojenna

1. Wprowadzenie

Bezzałogowy statek powietrzny (BSP) może być definiowany jako „napędzany obiekt powietrzny, który nie przenosi człowieka operatora, używa sił aerodynamicznych, by zapewnić siłę nośną pojazdu, może lecieć sam (autonomicznie) lub być zdalnie pilotowany, może być jednorazowego użytku lub do odzyskania po zakończeniu lotu. Konstrukcja taka jest zdolna do przenoszenia lotniczych środków bojowych oraz ładunków użytecznych". Bezzałogowy statek powietrzny – aparat z napędem i bez załogi na pokładzie [11]. Do utrzymywania się w powietrzu może wykorzystywać siłę nośną wytwarzaną (opisują to prawa aerodynamiki) na stałych (skrzydła) lub ruchomych powierzchniach nośnych (wirnik) albo siłę wyporu aerostatycznego (aerostat). Może być sterowany za pomocą systemów autonomicznych lub zdalnie przez operatora (z ziemi, powietrza lub okrętu). Został zaprojektowany tak, aby mógł powrócić i być ponownie użyty. Może też być statkiem powietrznym jednorazowego użytku.

Bezzałogowy system powietrzny (ang. *Unmanned Aerial System* – UAS) jest pojęciem szerszym niż bezzałogowy statek powietrzny (BSP) (ang. *Unmanned Aerial Vhicle* – UAV). Bezzałogowe systemy latające wymagają do lotu załogi obecnej na pokładzie oraz możliwości zabierania pasażerów, pilotowane są zdalnie lub wykonują lot autonomicznie.

Do bezzałogowych statków powietrznych nie zalicza się rakiet i środków balistycznych i półbalistycznych, pocisków typu cruise i pocisków artyleryjskich. Ponadto proponuje się do BSP o rozpiętości płatów nośnych lub wirnika (15-25 cm) określanych jako mikro lub miniaturowe używać określenia „miniaturowy bezzałogowy aparat latający" [12].

Precyzując tę definicję, należy dodać, że „pociski balistyczne i pociski samosterujące oraz pociski artyleryjskie nie są rozważane jako bezzałogowe statki powietrzne". Określenie „bezzałogowy statek powietrzny – bezzałogowa platforma powietrzna" jest aktualną terminologią, która zastąpiła poprzednio stosowane określenie „pojazd zdalnie sterowany" w zakresie obiektów latających.

BSP odgrywają ważną rolę również w siłach morskich wielu państw. Szczególną rolę odgrywają jednak w Marynarce Wojennej USA przede wszystkim do prowadzenia misji rozpoznawczych w powietrzu dla sił nawodnych. Rodzaje obecnie proponowanych, analizowanych i realizowanych

zadań BSP w środowisku morskim są bardzo podobne do wykonywanych przez ich odpowiedniki operujące nad lądem. Najważniejszą misją na morzu jest obecnie przeprowadzanie rozpoznania szerokiego pasa powierzchni, jak również zdobywanie danych o celach położonych poza horyzontem przy pomocy urządzeń, obejmujących między innymi: EO, IR, SAR – na obecną chwile są to najczęściej wykorzystywane sensory z rozpoznania obrazowego Znaczenie BSP dla działań wojennych zostało dostrzeżone już w latach pięćdziesiątych, kiedy to po raz pierwszy zostały użyte w operacjach militarnych. Jednak były one wtedy wykorzystywane jedynie do prowadzenia rozpoznania meteorologicznego i fotograficznego obszaru. Współczesna technologia pozwala na ich szersze zastosowania. Obecne typy BSP wyposażone w nowoczesne kamery, czujniki, detektory i rejestratory, są zdolne do wykonywania zadań rozpoznawczych, zwanych zadaniami zwiadowczymi. Zadania te polegają na optycznym lub radiolokacyjnym rozpoznaniu terenu oraz monitorowaniu sytuacji taktycznej w czasie zbliżonym do rzeczywistego (ang. *Reconnaissance and Inteligence-Acquisition Operations*). Zaawansowane wersje BSP są wykorzystywane także w realizacji zadań bojowych z uzbrojeniem, a obecnie wykorzystywane są głównie przez siły zbrojne do obserwacji i rozpoznania, przez co zwykle wyposażone są w osprzęt służący do obserwacji w postaci głowic optoelektronicznych. Uzbrojone statki i przeznaczone do wykonywania działań bojowych, są określane jako UCAV (ang. *Unmanned Combat Air Vehicle*).

Bezzałogowe systemy powietrzne zajmują już ważne miejsce w działaniach bojowych. Niemal codziennie słyszy się o użyciu BSP w ramach operacji wojskowych.

Analiza tematu przygotowana na potrzeby programu platform bezzałogowych używa określenia „bezzałogowe systemy statków powietrznych", by podkreślić fakt, że te złożone systemy zawierają stacje naziemne i inne komponenty oprócz statku powietrznego. Systemy bezzałogowe mogą realizować wiele zadań, chociaż w analizie tematu skupiano się głównie na zdolnościach do rozpoznania i bezpośredniego wsparcia lotniczego. Platformy bezzałogowe mogą z czasem realizować nowe spektrum zadań, redukując ryzyko utraty personelu występujące podczas ich realizacji i potencjalnie zmniejszyć koszty wykorzystania załogowych statków powietrznych. Zadania bojowe wykonywane przez systemy bezzałogowe kształtują wymagania związane z długotrwałością, prędkością, wysokością lotu i udźwigiem ładunku użytecznego – co wpływa na koszt oraz zdolności bojowe platformy, a tym samym systemu.

Chociaż systemy bezzałogowe z założenia nie przewożą operatorów na pokładzie, w większości wypadków są pilotowane i zwykle potrzebują naziemnego personelu do montażu, obsługi platformy i systemów, takich jak np. sensory, które platforma przenosi. Powszechnie przyjęty kierunek działania wymaga decyzji operatora do użycia broni przenoszonej przez platformę bezzałogową. Operatorzy naziemni są uzależnieni od systemów łączności, by przesyłać polecenie sterujące do samolotu i otrzymują od niego dane o warunkach lotu oraz informacje z sensorów. Kanały łączności mogą wymagać zdolności do szybkiego przekazu znacznej ilości danych (szerokość pasma), zarówno dla kanału wideo jak i zadań rozpoznania radioelektronicznego, w którym system monitoruje sygnały przeciwnika.

2. Specyfika konstrukcji morskich bezzałogowych systemów powietrznych

Próby wyposażenia marynarki wojennej w bezzałogowe systemy powietrzne są prowadzone już od wielu lat, jednak perspektywy operowania BSP w specyficznych warunkach morskiego teatru działań wiążą się nierozerwalnie z dodatkowymi ograniczeniami i wymaganiami odnośnie ich konstrukcji [7]. Do najważniejszych problemów, z którymi muszą się mierzyć konstruktorzy morskich bezpilotowych aparatów latających, możemy zaliczyć:

- mało miejsca do operowania na pokładzie okrętu,
- ciągłe zmiany pozycji, zarówno BSP jak i okrętu-bazy,
- niestabilność platformy, którą stanowi okręt,

- zakłócenia elektromagnetyczne powodowane przez okręt,
- silną turbulencję występującą w strefie okrętu.

Mało miejsca na pokładzie okrętu jest podstawowym zagadnieniem, z którym muszą sobie poradzić konstruktorzy. Problem niezbędnej przestrzeni do wykonania przez BAL startu i lądowania powoduje, że typowe konstrukcje BSP wykonujących „tradycyjny" samolotowy start i przyziemienie są dla marynarki nie w pełni przydatne, w związku z czym opracowano nowe metody wykonywania tych manewrów. Obecnie powszechnie stosowanymi rozwiązaniami w eksploatacji BSP na pokładach okrętów są katapulty startowe, dodatkowe przyśpieszacze startowe lub wystrzeliwanie aparatów, a jeśli chodzi o ich odzyskiwanie (lądowanie), to stosuje się specjalne siatki do ich „wyłapywania" (rys. 1) lub następuje wodowanie obiektu na spadochronie w pobliżu okrętu. Są to jednak rozwiązania niedoskonałe, ponieważ ogromne przeciążenia działające na aparaty podczas użycia przyśpieszaczy startowych, katapulty czy też siatek hamujących powodują nieodwracalne odkształcenia ich konstrukcji, co skutkuje znacznym ograniczeniem czasu ich używania.

Rys. 1. Odzyskiwanie BSP typu Pioneer za pomocą siatki hamującej;
źródło: http://fas.org/irp/program/collect/pioneer.htm [dostęp 29.03.2016 r.]

Mankamenty związane z użytkowaniem klasycznych konstrukcji samolotowych skłoniły konstruktorów do zajęcia się wiropłatami. Jednak i w tym przypadku proces tworzenia BSP jest trudny, gdyż nie można ich konstruować w układzie typowego śmigłowca. Takie rozwiązanie wymaga bowiem zastosowania belki ogonowej i śmigła ogonowego, co pociąga za sobą straty mocy zespołu napędowego (do napędu śmigła ogonowego jest wykorzystywane około 10% jego mocy) oraz, co ważniejsze, znaczne zwiększenie gabarytów wiropłatu. Korzystniejszym rozwiązaniem wydaje się być tworzenie konstrukcji na wzór rosyjskich śmigłowców Kamow, w których zamiast belki i śmigła ogonowego zastosowano dwa wirniki na jednej osi, co powoduje równoważenie się ich momentów reakcyjnych [2]. Dodatkową zaletą przyjęcia tego typu rozwiązania jest możliwość zmniejszenia rozmiarów wirników śmigłowca, gdyż sumujące się ich relatywnie mniejsze siły nośne są wystarczające do zaspokojenia „potrzeb". Zasadniczą wadą konstrukcji posiadającej dwa przeciwbieżne wirniki główne jest skomplikowany system sterowania wirnikami, a przede wszystkim projektowanie tarczy sterującej. Najnowszym przykładem bezpilotowca wykorzystującym opisane powyżej rozwiązania jest produkt niemieckiej firmy Daimler Chrysler Seamos, który ma wejść na wyposażenie powstającej niemieckiej korwety K 130.

Aparaty budowane w układzie wiropłatów w stosunku do samolotów charakteryzują się gorszymi parametrami, takimi jak prędkość lotu, zasięg czy mniejszy udźwig, dlatego coraz śmielej mówi się o koncepcji wprowadzenia do użycia zmiennopłatów, czyli konstrukcji, w których siła nośna powstaje wskutek zmiany wychylenia wirników nośnych. Przewiduje się, że pierwszy zmiennopłat, który będzie przeznaczony wyłącznie do działań morskich, powstanie już wkrótce w ramach realizowanego przez amerykański koncern Bell Textrom programu Eagle Eye (rys. 2) [2].

Rys. 2. Bell Eagle Eye w czasie kolejnych prób do lotu;
źródło: http://fas.org/irp/program/collect/eagle-eye.htm [dostęp 29.03.2016 r.]

Zastosowanie opisanych rozwiązań konstrukcyjnych w praktyce nie likwiduje wszystkich problemów, którym należy sprostać, projektując BSP do działań morskich. Równie ważne jest zagadnienie związane z odnajdywaniem okrętu-bazy, który – tak jak i BSP – ciągle zmienia swoją pozycję. Dodatkową trudność, której doświadczają również piloci załogowych SP wykonujących loty nad morzem, jest brak terenowych punktów orientacyjnych, co może doprowadzić do utraty orientacji geograficznej przez operatora sterującego lotem, a w konsekwencji niedoprowadzenie aparatu do okrętu i tym samym jego utratę.

Mówiąc o morskim BSP, nie można także pomijać specyfiki jego lądowania na kołyszącym się pokładzie przy silnej turbulencji wywoływanej przez nadbudówki okrętu. Aby zrealizować ten manewr, bezpilotowce wykorzystują najnowszą aparaturę wykorzystującą technikę radarową, która umożliwia precyzyjne określenie odległości do okrętu, zaś precyzyjne podejście BSP do lądowania wykonywane jest przy wykorzystaniu zintegrowanych systemów latarni kierunkowych oraz wiązek laserowych określających ścieżkę zniżania, natomiast zjawisku turbulencji przeciwdziała się poprzez projektowanie lądowisk na rufie okrętu, gdzie zaburzenia powietrza są najmniejsze [1].

Nie bez znaczenia jest również to, że w strefie tej nie ma ważnych systemów (np. uzbrojenia), których uszkodzenie podczas ewentualnej awarii BSP mogłoby zagrozić okrętowi.

Przytoczone problemy, z którymi spotykamy się podczas eksploatacji morskich typów BAL, powodują, że zakres czynności niezbędnych do wykonania na etapie projektowania oraz testowania nowych konstrukcji jest zdecydowanie większy, a tym samym procesy te są bardziej pracochłonne i kosztowne niż w przypadku klasycznych BSP.

3. Udział BSP w działaniach wojennych toczonych na morzu

Przez wiele lat trwały próby wyposażenia marynarki wojennej w bezpilotowe aparaty latające, jednak pierwsze poważne doświadczenia miały miejsce w latach sześćdziesiątych ubiegłego wieku. W tym to okresie starano się wykorzystać BSP przede wszystkim do działań związanych ze zwalczaniem okrętów podwodnych, a konkretnie do dostarczania torped przeciw okrętom podwodnym na odległość maksymalnego zasięgu sonarów okrętów wojennych. Do najbardziej znanych konstrukcji, które powstały w tym czasie, należały między innymi amerykański BSP Aerodyne QH-50D DASH *(Drone Anti-Submarine Helicopter*) oraz włoska Augusta A-106. Aparaty te, po krótkim okresie prób użytkowania z pokładów okrętów, zostały wycofane z eksploatacji i zakończyły swój żywot w najlepszym przypadku jako latające cele. Podobny los spotkał szereg innych bezpilotowców powstałych w latach osiemdziesiątych, np. amerykański CH-84 Pegasus,

izraelski IAI-Hellstar czy też niemiecki Priamos. One również nie spełniły pokładanych w nich nadziei i równie szybko podzieliły losy swoich poprzedników [1].

Powtarzające się przypadki nieudanych eksperymentów z BSP zniechęcały do podejmowania prób ich wykorzystania do działań przeciwko okrętom podwodnym. Koncepcja ta odżyła pod koniec XX wieku, wraz ze zmianami zachodzącymi w przewidywanych zagrożeniach i powstawaniem nowych scenariuszy operacyjnych.

Pierwsze pozytywnie oceniane efekty równoczesnego współdziałania BSP z okrętami i jednostkami naziemnymi zanotowali Amerykanie, którzy w latach osiemdziesiątych podczas prowadzonych w Libanie działań zbrojnych wykorzystali startujące z okrętu USS Guam BSP typu Mastiff (rys. 3). Aparaty te prowadziły rozpoznaniem wspomagając pozyskiwanymi informacjami prowadzenie ognia zarówno przez okręty marynarki wojennej, jak i przez artylerię.

Rys. 3. Uznany za protoplastę nowoczesnych UAV Izraelski BSP Mastiff;
źródło: http://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft_id=1064 [dostęp 29.03.2016 r.]

Równie ważne wydarzenie w historii morskich BSP miało miejsce w 1986r, kiedy to na wyposażenie amerykańskich okrętów wprowadzono aparaty typu AIA Pioneer, który wykonywał rakietowy start z okrętu i wracał na jego pokład przy pomocy siatki. W czasie lotu wykonywanego z prędkością 140 km/h mógł on przez trzy godziny operować w promieniu 100 km, wykonując na rzecz okrętów namierzanie celów oraz dokonując oceny skutków prowadzonego przez nie ognia. Pioneery uczestniczyły między innymi w działaniach floty amerykańskiej przeciwko kartelom narkotykowym w Ameryce Południowej oraz w operacji Pustynna Burza, podczas których pomagały w namierzaniu celi, wspomagały prowadzenie ognia, wykonywały rozpoznanie terenu i doraźną ocenę pola walki, a także stanowiły system wczesnego ostrzegania. Szczególnie cenne było to, że dostarczały one bieżącego zobrazowania sytuacji, co pozwalało unikać narażania załóg samolotów załogowych. Warto również dodać, że z dwudziestu czterech amerykańskich aparatów, które w tym czasie uległy zniszczeniu lub uszkodzeniu, zaledwie jeden został zestrzelony przez ogień nieprzyjaciela.

4. Warianty zastosowania BSP w działaniach MW

Znaczenia lotnictwa na współczesnym – zarówno lądowym jak i morskim teatrze działań – nikomu nie trzeba udowadniać, dlatego siły morskie od dawna doceniają jego rolę.

We wszystkich planowanych operacjach bierze się pod uwagę możliwość niespodziewanego, błyskawicznego zaatakowania grupy czy też pojedynczego okrętu przez statki latające przeciwnika, tym bardziej, że Morze Bałtyckie jest akwenem stosunkowo małym i dzięki temu uzyskanie efektu zaskoczenia w ataku lotniczym nie jest czymś trudnym. Wielką korzyścią byłoby oczywiście posiadanie takiego środka walki we własnym arsenale, ale współczesna walka to nie tylko atak. Przed lotnictwem morskim stawiany jest szereg innych zadań, których realizację mogą z powodzeniem przejąć bezpilotowe aparaty latające. Można zaryzykować stwierdzenie, że niektóre z nich mogą być wykonane przez maszyny nawet lepiej, gdyż obecnie konstruowane aparaty

zaczynają dysponować znacznie lepszymi możliwościami operowania niż ich załogowe odpowiedniki, gdyż z zestawu pilot-samolot został wyeliminowany człowiek, który stanowił najcenniejsze, ale zarazem i najsłabsze ogniwo.

Do zasadniczych zadań, które mogą być spełniane przez współczesne BSP w strefie obrony MW, możemy zaliczyć [7]:

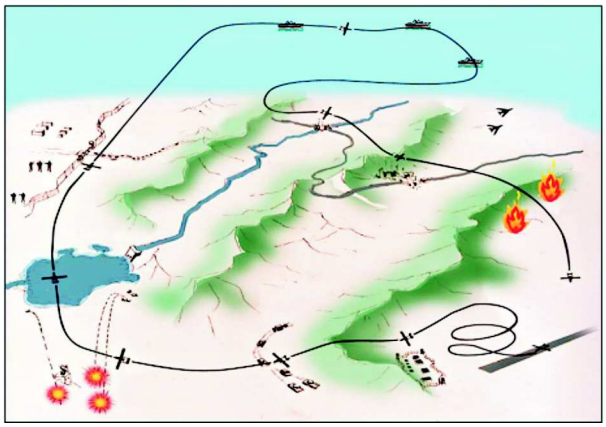
- patrolowanie obszarów, szczególnie poza horyzontem nosiciela,
- przesyłanie (retransmisję) danych do innych obiektów,
- zakłócanie i walkę elektroniczną,
- udział w morskich operacjach specjalnych (poszukiwawczo-ratowniczych, wywiadowczych, ataków samobójczych).

Nie można również pomijać ewentualnego udziału BSP w przeprowadzaniu nadmorskich i przybrzeżnych ataków. Mogą one stanowić idealne źródło ciągłego pozyskiwania informacji o sytuacji w określonym obszarze, o dyslokacji nieprzyjaciela, czy też być pomocne w lokalizacji i niszczeniu celi.

Należą do nich między innymi:

- patrolowanie stref ekonomicznych,
- zapobieganie nielegalnej imigracji,
- zapobieganie przemytowi,
- kontrola stanu środowiska naturalnego.

Pełen zakres zadań, które mogą być wypełniane przez bezpilotowce został przedstawiony na rys. 4.



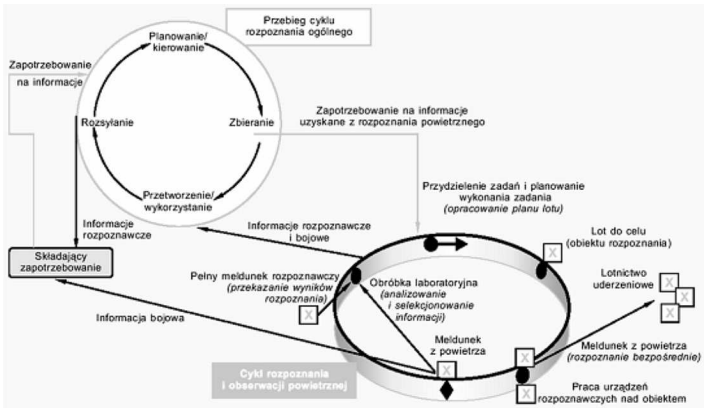
Rys. 4. Typowe zadania realizowane przez systemy BSP; źródło: *Materiały informacyjne IAI* udostępnione przez Dowództwo Sił Powietrznych

Oprócz zadań realizowanych w czasie działań zbrojnych statki bezpilotowe mogą również z powodzeniem spełniać szereg funkcji w czasie pokoju i operacjach innych niż wojenne. Dzięki małym wymiarom, jakimi charakteryzują się BSP stosowane do celów taktycznych, oraz pozostawianiu przez nie małego śladu (akustycznego, wizualnego, radarowego, podczerwonego) zdradzającego ich obecność w obszarze prowadzonego działania, bezpilotowce są narzędziem skuteczniejszym niż tradycyjne samoloty czy śmigłowce, nic zatem dziwnego, że stopniowo przejmują wykonywanie coraz większej liczby zadań.

4.1. Zastosowanie BSP do celów rozpoznawczych

Z analizy zadań, które mogą być wykonywane przez morskie BSP wynika, że realizowanie misji rozpoznawczych jest podstawowym sposobem ich wykorzystywania.

W celu skutecznej realizacji misji rozpoznawczej BSP wykonuje jeden lub więcej przelotów nad obszarem pozostającym w kręgu zainteresowania, poruszając się po trasie zaplanowanej przez operatora naziemnej lub okrętowej stacji sterowania. Pełen cykl rozpoznawczy przedstawiono na rys. 5. W tym czasie przy wykorzystaniu różnorodnych sensorów zabudowanych na pokładzie BSP zbierane są wszelkiego typu informacje rozpoznawcze, które następnie przekazywane są do stacji sterującej, gdzie wykonywane są ich analizy i opracowania. Nie bez znaczenia jest fakt, że informacje są przekazywane między BAL i stacją poprzez środki łączności w czasie rzeczywistym, co umożliwia operatorowi wykonywanie bieżącej korekty lotu, np. w celu uzyskania większej liczby lub bardziej szczegółowych danych na temat interesującego go obiektu lub fragmentu rejonu.



Rys. 5. Przebieg cyklu rozpoznania i obserwacji powietrznej; źródło: M. Kozub: *Planowanie rozpoznania powietrznego w operacjach połączonych*, Przegląd WLiOP 2001, nr 12, s. 21

Rodzaj i jakość pozyskiwanych przez BSP informacji jest ściśle związana z sensorami będącymi na jego wyposażeniu. Współczesne dążenia do maksymalnego ograniczania gabarytów BSP (oczywiście tych, które przewidywane są do działań w niewielkich rejonach) spowodowały, że producenci aparatury rozpoznawczej zostali zmuszeni do podjęcia podobnych kroków. Efektem takiego działania są mikroskopijne urządzenia rozpoznawcze, które mogą być montowane nawet na obiektach o rozpiętości zaledwie 15 cm.

Konstruktorzy, projektując nowe lub modernizując już istniejące wersje BSP, mogą bez problemu dostosować rodzaj montowanej w nich aparatury do indywidualnych potrzeb odbiorców lub rodzaju zadań, które te aparaty mają wykonywać. Wskutek tego, na pokładzie BSP mogą się znajdować między innymi:

- kamery i aparaty fotograficzne umożliwiające wykonywanie zdjęć panoramicznych,
- kamery wykonujące zdjęcia monochromatyczne przy świetle dziennym,
- kamery, czujniki i skanery do rejestrowania obrazów termalnych,
- telewizyjne kamery o dużej rozdzielczości przystosowane do działania zarówno w dzień, jak i w nocy,
- kamery i urządzenia pracujące w podczerwieni,
- urządzenia do precyzyjnego określania pozycji,
- aktywne i pasywne urządzenia rozpoznania elektronicznego,
- laserowe urządzenia do podświetlania celów.

Dane uzyskane z rozpoznania mogą mieć decydujący wpływ na wykonanie zaplanowanych zadań, dlatego niebagatelne znaczenie dla ich prawidłowej analizy ma jakość otrzymywanych informacji, która jest uzależniona zarówno od sensorów odbierających bodźce, jak i od jakości przekazu między BSP a stacją kierowania i kontroli (SKiK). Z tego powodu trwają ciągłe prace nad doskonaleniem techniki wykorzystywanej na obu tych etapach. W efekcie tych działań opracowano m.in. technikę elektronicznej stabilizacji obrazu czy też przesyłanie danych przy wykorzystaniu szerokopasmowej radiolinii mikrofalowej [3].

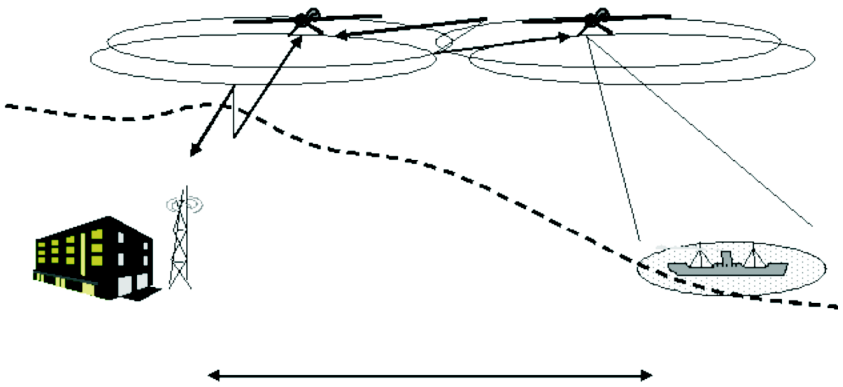
Nie zapomniano również o końcowym etapie pozyskiwania informacji, czyli o opracowaniu danych. W celu przyspieszenia wykonania tych operacji stacje sterujące są wyposażane w zautomatyzowane systemy klasy C2I lub C4I, które przeprowadzając analizę danych rozpoznawczych uzyskiwanych z różnych źródeł lub sensorów, dokonują jednocześnie nałożenia ich na siebie w celu otrzymania pewnej informacji. Jest to szczególnie ważne w przypadku zastosowania przez nieprzyjaciela elementu maskowania.

W efekcie otrzymana i opracowana informacja stanowi pewny obraz sytuacji, który niezbędny jest do prowadzenia każdych działań [1].

4.2. Wykorzystanie BSP do obserwacji pola walki oraz jako retranslatora

BSP, dysponując znacznie większą długotrwałością lotu niż załogowe statki powietrzne, mogą przez wiele godzin pozostawać w rejonie toczonych działań, niezmordowanie wypełniając swoje zadania. Posiadanie takiej zdolności pozwala na bieżące i ciągłe śledzenie dynamicznie zmieniającej się sytuacji. Poznawanie w czasie zbliżonym do rzeczywistego ruchów nieprzyjaciela daje możliwość wykonania stosownych posunięć, które mogą przeciwdziałać ich negatywnym skutkom. Wykorzystując BSP jako swego rodzaju „strażników", można wytrącić przeciwnikowi z rąk najgroźniejszy oręż, jakim jest zaskoczenie.

Ponadto, stała obecność BSP w obszarze działań pozwala na bieżącą ocenę prowadzonego ognia, co z kolei umożliwia stosowne jego korygowanie, może także powodować ujawnianie się stacji radiolokacyjnych nieprzyjaciela, dając w ten sposób możliwość ich lokalizacji, a następnie niszczenia [6]. Aparaty bezpilotowe mogą być również wyposażone w laserowe urządzenia do podświetlania celów, dzięki którym mogą zdecydowanie podnieść skuteczność działań lotnictwa uderzeniowego. Należy jednak pamiętać, że marynarka wojenna może prowadzić działania w ramach morskiej operacji obronnej na rubieżach oddalonych od brzegu o ponad 300 km, zaś nie wszystkie bezpilotowce wykorzystywane w prowadzonych starciach muszą być bezpilotowcami bazowania okrętowego. W przypadku, kiedy BSP wykonują swoje loty z lądu, kierowanie BSP przy wykorzystaniu łączności radiowej zmusza do uwzględniania w planowaniu lotów takiego parametru, jakim jest zasięg łączności. Stosowany obecnie system łączności radiowej zezwala bowiem na utrzymywanie kontaktu między BSP a stacją kontroli jedynie na odległość horyzontu radiowego, czyli zaledwie na odległość około 200 km. Przekroczenie odległości krytycznej spowoduje utratę możliwości dokonywania bieżącej korekty lub zmiany zadania realizowanego przez BSP, a także uniemożliwi dokonywanie transmisji pozyskiwanych informacji w czasie rzeczywistym. Informacje te będą oczywiście rejestrowane za pomocą urządzeń aparatu, a ich przekazanie stanie się możliwe w chwili, kiedy aparat ponownie znajdzie się w zasięgu stacji kontrolnej. Aby zapobiegać takim przypadkom i zachować stałą więź między organem kontrolnym a aparatem operującym poza horyzontem radiowym, można wykorzystać przenośne stacje kontroli umieszczone np. na pokładach okrętów lub posłużyć się innym BSP, który będzie pośredniczył w przekazywaniu komend i informacji między stacją i aparatem wykonującym zadanie, pełniąc rolę retransmitera (rys. 6). Tego typu taktykę Amerykanie zastosowali z powodzeniem podczas operacji prowadzonych w Kosowie [8]. Ze względu na górzysty teren używali oni jednocześnie dwóch aparatów typu Hunter, z których jeden wykonywał rozpoznanie, a drugi zajmował miejsce między pierwszym i naziemną stacją kierowania, pełniąc rolę retranslatora.



Rys. 6. Wykorzystanie BSP jako retranslatora; źródło: M. Kozub: *Planowanie rozpoznania powietrznego w operacjach połączonych*, Przegląd WLiOP 2001, nr 12, s. 23

Zastosowanie BSP jako retranslatora wydaje się być rozwiązaniem zdecydowanie korzystniejszym, gdyż pośrednie ogniwo łączności tego typu jest zdecydowanie bardziej mobilne niż okręt, a więc zachowana jest swoboda operowania w całym obszarze prowadzonych działań.

4.3. Zabezpieczenie działań bojowego ratownictwa lotniczego przy użyciu BSP

BSP mogą być również bardzo przydatne w procesie prowadzonych akcji ratowniczych, zarówno na morzu jak i na lądzie. Wyposażone w najnowocześniejszą aparaturę BSP mogą poszukiwać rozbitków, kierując się namiarami na działające radiolatarnie ratownicze, jak również przy wykorzystaniu tylko własnej, pokładowej aparatury [2].

Do poszukiwania osób lub obiektów (statków powietrznych, jednostek pływających) wysyłających sygnały alarmowe stosuje się systemy detekcji i poszukiwania rozbitka. Jednym z przykładów takiego urządzenia, wykorzystywanego w ratownictwie lotniczym, jest testowany na samolocie An-28 system Chelton. Pracując w paśmie VHF/UHF, urządzenie to pozwala poszukującemu samolotowi bez problemu określić namiar na radiolatarnie alarmowe działające na lotniczych, morskich czy też satelitarnych częstotliwościach.

Trudniejszym zadaniem stawianym przed ratownictwem lotniczym jest prowadzenie akcji ratowniczych w przypadkach, kiedy poszukiwane osoby lub obiekty nie posiadają urządzeń do lokalizacji ich położenia. Sytuacje takie mogą mieć miejsce szczególnie często w trakcie prowadzenia działań bojowych, kiedy to nie wszyscy żołnierze (marynarze) biorący w nich udział są wyposażeni w urządzenia sygnalizujące ich położenie. Jeżeli jeszcze założymy, że akcję ratowniczą trzeba prowadzić w trudnych warunkach atmosferycznych lub w nocy, wówczas jedyną możliwością jest wykorzystanie do poszukiwań statków powietrznych dysponujących aparaturą pracującą w oparciu o technikę termowizyjną. Dzięki niej można również kilkukrotnie skrócić czas przeszukiwania rejonu, co również nie jest bez znaczenia dla kondycji rozbitków.

Współczesne aparaty latające, których konfiguracja wyposażenia jest uzależniona jedynie od zapotrzebowania złożonego przez nabywcę, z powodzeniem mogą przejąć realizację części zadań ratowniczych. Oczywiste jest bowiem, że nie są one jeszcze w stanie samodzielnie podejmować rozbitków na swój pokład, ale mogą one być bardzo skuteczne w odnajdywaniu, oznakowywaniu lub wskazywaniu położenia poszukiwanych obiektów załogowym statkom powietrznym, a także w dostarczaniu rozbitkom środków ratunkowych, takich jak tratwy czy kamizelki. Przyjęcie takiej taktyki prowadzenia akcji ratowniczych pozwala na zwiększenie efektywności prowadzonych poszukiwań, ponieważ bezpilotowce dysponują znacznie większą długotrwałością lotu niż załogowe SP, jak również zmniejsza zagrożenie załóg ratowniczych zmuszonych do operowania w rejonach, w których obecne są siły przeciwnika.

4.4. Wymagania stawiane morskim systemom BSP działających w ramach systemu rozpoznania szczebla taktycznego

Doświadczenia z ostatnich konfliktów zbrojnych z użyciem BSP wykazały, że system BSP szczebla taktycznego odgrywa ważną rolę w prowadzeniu działań wojennych. Maksymalną efektywność podsystemu BSP w prowadzeniu rozpoznania taktycznego zapewnia:

- stosunkowo krótki czas przygotowania systemu do działania, krótki czas przygotowania BSP do startu i obsługi po wykonaniu zadania,
- dużą autonomiczność (konieczność zapewnienia samowystarczalności funkcjonalnej),
- zgodność standardów w zakresie wymiany informacji z rozpoznania między systemem BSP i systemem rozpoznania szczebla taktycznego,
- wysoką niezawodność systemu (wykorzystanie sprzętu o odpowiednich parametrach niezawodnościowych),
- odporność na oddziaływanie radioelektroniczne przeciwnika [8].

5. Wnioski

Szeroki zakres możliwości BSP do wykonywania różnorodnych misji powoduje, że ich wykorzystanie w większości morskich sił zbrojnych staje się coraz bardziej prawdopodobne. W ramach sił NATO powstała nawet specjalna Grupa Projektowa 35, której celem jest praca nad użyciem BSP w warunkach morskich, a która zdefiniowała trzy poziomy współdziałania okrętów z BSP [1]:

- możliwość uzyskania danych taktycznych dzięki BSP niestartującym z okrętów,
- możliwość przejęcia kontroli nad jednostką bezzałogową na pewien etap misji,
- możliwość wystrzeliwania, sterowania i obsługi jednej jednostki bezzałogowej lub ich większej liczby.

Doceniając możliwości aparatów bezpilotowych, dąży się obecnie, aby większość okrętów wchodzących do służby osiągnęła pierwszy lub drugi poziom współdziałania. Warto również dodać, że niektóre z najnowszych, najbardziej zaawansowanych technicznie projektów okrętów mają przewidziane w standardzie możliwości wykorzystywania BSL jako źródła informacji. Jednym z przykładów może być budowana w technologii *stealth* korweta Sea Wraith firmy Vosper Thornycroft, która została wyposażona w szyny startowe, cztery jednostki BSP oraz platformę dla śmigłowców, co umożliwi jej prowadzenie intensywnego rozpoznania na duże odległości bez użycia radaru, a tym samym poprawi niewykrywalność operacyjną tego okrętu. Tego typu działania świadczą wyraźnie, jak poważnie „Europa" podchodzi do wykorzystywania BSP w swoich morskich siłach oraz jakie kroki musi podjąć polska Marynarka Wojenna, aby móc realizować swoje zadania na równi ze swoimi zachodnimi partnerami.

Jest to tym bardziej uzasadnione, że w chwili obecnej nasze morskie siły nie dysponują lotnictwem uderzeniowym, a posiadane siły prowadzące rozpoznanie (samoloty An-28), działania ZOP (śmigłowce Mi-14 Pł, SH-2G) czy też akcje ratownicze (śmigłowce W-3, Mi-14PS) są nieliczne. Ponadto część eksploatowanego sprzętu kończy swój resurs techniczny, co oznacza jego wycofanie z dalszego użytkowania. W związku z powyższym w najbliższym czasie prawdopodobnie wystąpi konieczność pozyskania innych środków latających, które będą mogły przejąć realizację zadań powierzanych marynarce i nic nie stoi na przeszkodzie, aby były to bezpilotowe aparaty latające.

Instalacja systemu BSP na pokładzie okrętu wymaga udostępnienia przestrzeni na Stacje Kierowania i Kontroli, miejsce magazynowania BSP, a także przestrzeni dla urządzeń umożliwiających start BSP lub pokładu śmigłowcowego. Z tego powodu z pokładów okrętów MW RP mogą

operować jedynie BSP pionowego startu oraz lądowania lub BSP startujące za pomocą przyspieszaczy rakietowych. Użycie BSP klasy MR i MRE zapewnia pełne rozpoznanie interesujących użytkownika obszarów i wybrzeży Morza Bałtyckiego. Zadania stawiane przed rozpoznawczymi morskimi BSP to głównie poszukiwanie, lokalizowanie i wskazywanie celów, korygowanie ognia artyleryjskiego oraz dozorowanie własnej strefy ekonomicznej.

Najczęściej stosowaną metodą w czasie wykonywania zadania rozpoznania jest autonomiczny dolot BSP do rejonu rozpoznania, a następnie przejęcie kontroli nad BSP przez operatora.

Bibliografia

1. Annati M., 1998, *Bezzałogowe statki latające w działaniach wojennych*, Raport (wojsko, technika, obronność), 1998, nr 3
2. Bialik F., Wróblewski R., 2003, Poszukiwania i ratownictwo lotnicze. Częstotliwość 405 MHZ – potrzeba czy konieczność? *Przegląd WLiOP*, **8**
3. Butowski P., 2005, Wciąż bez koncepcji, Rosyjskie bezzałogowe statki powietrzne z MAKSa 2005, *Lotnictwo*, **10**
4. Fiszer M., Gruszczyński J., 2002, Bezpilotowe aparaty latające armii zachodnich. Latające roboty pola walki XXI wieku, *Technika Wojskowa*, **10**
5. Gartka J., 2008, Bojowe bezzałogowe statki powietrzne, *Przegląd Sił Powietrznych*, **9**
6. Kozub M., 2001, Planowanie rozpoznania powietrznego w operacjach połączonych, *Przegląd WLiOP*, **12**, s. 21
7. Kozakiewicz A., Zalewski P.:, 2003, Bezpilotowe statki powietrzne szczebla taktycznego a potrzeby sił zbrojnych RP, *Przegląd WLiOP*, **11**
8. Mike J., Zalewski P., 2001, Zastosowanie bezpilotowych statków powietrznych w działaniach morskich, *Przegląd Morski*, **4**
9. Rozporządzenie Ministra Infrastruktury z dnia 15 lipca 2003 roku w sprawie klasyfikacji statków powietrznych, Dz.U. nr 139, poz. 1333 z 2003 r.
10. Ustawa z dnia 3 lipca 2002 roku: Prawo lotnicze. Dz.U. z 2013 r. poz. 1393, z 2014 r. poz. 768, z 2015 r. poz. 978, 1221, 1582, 1893. Nowelizacja z 2013 daje artykuły tyczące się BSP art. 126
11. Karpowicz J., Kozłowicz K., 2003, *Bezzałogowe statki powietrzne i miniaturowe aparaty latające*, AON, Warszawa
12. Becmer D., 2007, Bezzałogowe systemy latające klasy I-II w przyszłym systemie walki, *Zeszyty Naukowe WSOWL*, **1**, 143

Operational variants of selected unmanned aerial systems in the Navy

The subject of the article are the results of comparative tests on the solution of the problem defined in form of the question – what are the contemporary variants of the use of unmanned aerial systems in the Navy? To solve the problem, main detailed issues involving the use of BSP, especially in activities at sea, have been defined. The summary shows the directions of the development of selected BSP. In the article, some examples and solutions used in missions at sea are presented.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVII 2016

ANALIZA WŁAŚCIWOŚCI DYNAMICZNYCH SAMOLOTU BEZZAŁOGOWEGO W STANIE AWARII SYSTEMU STEROWANIA

Marcin Żugaj, Daria Godłoża
Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej, Politechnika Warszawska
e-mail: zugaj@meil.pw.edu.pl

W pracy przedstawiono zagadnienie analizy właściwości dynamicznych samolotu bezzałogowego w przypadku awarii układu sterowania. Awarie układu sterowania powodują ograniczenie możliwości sterowania, zaburzenia trajektorii lotu oraz zmianę właściwości dynamicznych samolotu. Rekonfiguracja układu sterowania daje możliwość sterowania samolotem pomimo awarii, jednak jej skuteczność zależy od konstrukcji i właściwości dynamicznych samolotu. W pracy przedstawiono model samolotu bezzałogowego przystosowany do analizy awarii systemu sterowania. Przedstawiono i przeprowadzono analizy algorytmów wyznaczania równowagi uszkodzonego samolotu, które umożliwiają poprawę efektywności rekonfiguracji. Ponadto przeprowadzono badania zmienności parametrów dynamicznych samolotu w stanach awarii układu sterowania.

1. Wstęp

Od wielu lat liczba operacji lotniczych realizowanych przez samoloty bezzałogowe stale rośnie. Tego rodzaju statki powietrzne wykorzystywane są przede wszystkim przez wojsko. Główne problemy, które ograniczają możliwości wykorzystania samolotów bezzałogowych w sektorze cywilnym, to bezpieczeństwo bezzałogowych systemów latających oraz ich integracja z systemami zarządzania ruchem lotniczym [3], [4]. Operacje lotnicze wykonywane przez załogowe statki powietrzne odbywają się na podstawie przepisów, które wymuszają na producentach i użytkownikach wysokie standardy dotyczące bezpieczeństwa. Obecnie nie istnieją przepisy, które w pełni umożliwiałyby operowanie systemów bezzałogowych w cywilnej przestrzeni powietrznej, a jako główną przyczynę tego stanu wskazuje się niską niezawodność systemów bezzałogowych.

Wiele firm oraz ośrodków badawczych na całym świecie prowadzi badania dotyczące poprawy bezpieczeństwa systemów bezzałogowych, w tym zwiększenia niezawodności bezzałogowych statków powietrznych. Wiadomo jest, że niezawodność każdego systemu zależy od niezawodności jego komponentów. Istnieją jednak metody umożliwiające ograniczenie skutków oraz konsekwencji awarii pojedynczego elementu lub podsystemu.

Jednym z głównych elementów systemu bezzałogowego jest bezzałogowy statek powietrzny, którego bezpieczeństwo zależy od wielu czynników, zarówno zewnętrznych jak i wewnętrznych, do których zaliczyć można niezawodność systemu sterowania. Podstawową metodą zapewniającą wysoką niezawodność systemów sterowania stosowaną w samolotach załogowych jest redundancja sprzętowa. Wadami tej metody, ograniczającymi jej wykorzystanie w samolotach bezzałogowych, są wysokie koszty takiego rozwiązania oraz wzrost złożoności systemu sterowania, jego masy i zajmowanego miejsca [5]. Dlatego też naturalnym wydaje się wykorzystanie metod rekonfiguracji systemów sterowania [2], [6]. Rekonfiguracja zazwyczaj realizowana jest przez algorytmy numeryczne, których zadaniem jest wykorzystanie sprawnych elementów systemu sterowania do kompensacji skutków awarii [1]. Zadaniem rekonfiguracji nie jest przywrócenie pełnej funkcjonalności systemu sterowania, ale zapewnienie takiego sterowania, które umożliwi powrót samolotu do miejsca startu, lądowanie w terenie przygodnym lub choćby kontrolowane rozbicie samolotu

poza obszarem zabudowanym. Efektywność rekonfiguracji układu sterowania w głównej mierze zależy od właściwości dynamicznych samolotu oraz konfiguracji płatowca, w tym liczby i rodzaju powierzchni sterowych.

Rekonfiguracja systemu sterowania realizowana jest na trzech poziomach. Najniższy poziom stanowią metody polegające na zmianie dystrybucji sygnału sterującego (*control allocation scheme*) w taki sposób, aby wychylać wszystkie powierzchnie sterowe statku powietrznego, nawet te, które w danej fazie lotu w stanie bezawaryjnym nie są wykorzystywane. Drugi poziom rekonfiguracji polega na zmianie praw sterowania systemu automatycznego sterowania lotem w celu adaptacji do zaistniałej awarii. Powstała awaria systemu sterowania powoduje nie tylko ograniczenia w generowaniu sił i momentów sterujących, ale może również powodować zmiany właściwości dynamicznych statku powietrznego. Wymaga to zastosowania systemu automatycznego sterowania odpornego na takie zmiany (*robust control system*). Trzecim poziomem rekonfiguracji jest działanie systemu zarządzania lotem w celu dostosowania i optymalizacji trajektorii lotu samolotu do zaistniałej awarii. Zmiana właściwości dynamicznych oraz ograniczenia w sterowaniu samolotem spowodowane awarią stanowią podstawę do wyznaczenia takiej trajektorii lotu, która umożliwi dolot samolotu do wybranego miejsca lodowania.

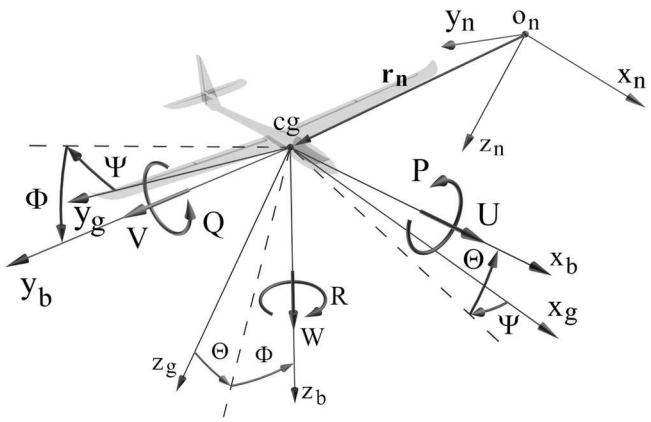
W pracy przedstawiono zagadnienie modelowania i badania właściwości samolotu bezzałogowego na potrzeby syntezy i analizy rekonfiguracji układu sterowania. Przedstawiono model dynamiki samolotu bezzałogowego z rozprzężonymi powierzchniami sterowania, wyniki analiz właściwości dynamicznych samolotu dla różnych konfiguracjach awarii powierzchni sterowych oraz metodę zwiększenia efektywności rekonfiguracji układu sterowania przez redefinicję warunków równowagi.

2. Nieliniowy model samolotu bezzałogowego

Nieliniowy model samolotu bezzałogowego opracowano na potrzeby analizy i syntezy algorytmów rekonfiguracji układu sterowania. W związku z tym samolot modelowany jest jako bryła sztywna o sześciu stopniach swobody z rozprzężonym układem wykonawczym sterowania. Do opisu przestrzennego ruchu samolotu przyjęto następujące kartezjańskie, prawoskrętne układy współrzędnych (rys. 1):

- inercjalny, nieruchomy układ współrzędnych $O_n x_n y_n z_n$, którego początek O_n znajduje się w dowolnie wybranym punkcie na powierzchni ziemi, kierunek i zwrot osi $O_n z_n$ pokrywa się z kierunkiem i zwrotem wektora przyspieszenia ziemskiego, płaszczyzna $O_n x_n y_n$ jest styczna do powierzchni ziemi, oś $O_n x_n$ skierowana jest w kierunku północy geograficznej i zwrócona w stronę bieguna północnego, oś $O_n y_n$ dopełnia układ do prawoskrętnego i skierowana jest na wschód,
- grawitacyjny układ współrzędnych $O_g x_g y_g z_g$, związany jest z poruszającym się obiektem, początek układu O_g znajduje się w środku ciężkości samolotu, układ jest przesunięty równolegle względem układu inercjalnego $O_n x_n y_n z_n$, zwroty osi obu układów są zgodne,
- układ $O_b x_b y_b z_b$ związany jest z samolotem, początek układu O_b pokrywa się z początkiem układu grawitacyjnego O_g, oś $O_b x_b$ leży w płaszczyźnie symetrii samolotu $O_b x_b z_b$ i jest skierowana do przodu kadłuba samolotu, oś $O_b z_b$ skierowana jest 'w dół', dodatni zwrot w stronę podwozia, a oś $O_b y_b$ dopełnia układ do prawoskrętnego i jest zwrócona 'w prawo'.

Równania ruchu samolotu wyprowadzono w układzie współrzędnych związanym z samolotem $0_b x_b y_b z_b$. Wektor stanu $\mathbf{x}$ samolotu zawiera składowe prędkości liniowej $\mathbf{v} = [U, V, W]$ (U – prędkość wzdłużna, V – prędkość boczna, W – prędkość pionowa) i kątowej $\boldsymbol{\omega} = [P, Q, R]$ (P – prędkość kątowa przechylania, Q – prędkość kątowa pochylania, R – prędkość kątowa odchylania) (rys. 1). Pozycja oraz orientacja przestrzenna samolotu opisane są przez wektor



Rys. 1. Układy współrzędnych

$\mathbf{y} = [x_n, y_n, z_n, \Phi, \Theta, \Psi]^{\mathrm{T}}$, gdzie x_n, y_n, z_n są składowymi wektora położenia środka ciężkości samolotu $\mathbf{r}_n$ w nawigacyjnym układzie współrzędnych $O_n x_n y_n z_n$, Φ jest katem przechylenia, Θ jest kątem pochylenia, a Ψ katem odchylenia samolotu (rys. 1).

Związek pomiędzy wektorem stanu $\mathbf{x} = [U, V, W, P, Q, R]^{\mathrm{T}}$ a wektorem pozycji i orientacji przestrzennej $\mathbf{y}$ opisuje równanie [7]:

$$\dot{\mathbf{y}} = \mathbf{T}\mathbf{x} \tag{2.1}$$

gdzie macierz $\mathbf{T}$ ma postać:

$$\mathbf{T} = \begin{bmatrix} \mathbf{T}_V & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{T}_\Omega \end{bmatrix} \tag{2.2}$$

przy czym [7]:

$$\begin{aligned} \mathbf{T}_V &= \begin{bmatrix} \cos\Theta\cos\Psi & \sin\Theta\sin\Phi\cos\Psi - \cos\Phi\sin\Psi & \cos\Phi\sin\Theta\cos\Psi + \sin\Phi\sin\Psi \\ \cos\Theta\sin\Psi & \sin\Theta\sin\Phi\sin\Psi + \cos\Phi\cos\Psi & \cos\Phi\sin\Theta\sin\Psi - \sin\Phi\cos\Psi \\ -\sin\Theta & \sin\Phi\cos\Theta & \cos\Phi\cos\Theta \end{bmatrix} \\ \mathbf{T}_\Omega &= \begin{bmatrix} 1 & \sin\Phi\tan\Theta & \cos\Phi\tan\Theta \\ 0 & \cos\Phi & -\sin\Phi \\ 0 & \sin\Phi\sec\Theta & \cos\Phi\sec\Theta \end{bmatrix} \end{aligned} \tag{2.3}$$

Ogólna postać równań ruchu samolotu opisana jest przez [7]:

$$\mathbf{A}\dot{\mathbf{x}} + \mathbf{B}\mathbf{x} = \mathbf{f}_A + \mathbf{f}_G + \mathbf{f}_T \qquad \mathbf{B} = \mathbf{\Omega}\mathbf{A} \tag{2.4}$$

gdzie macierze $\mathbf{A}$ i $\mathbf{\Omega}$ mają postać:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_x & 0 & -I_{xz} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -I_{xz} & 0 & I_z \end{bmatrix} \qquad \mathbf{\Omega} = \begin{bmatrix} 0 & -R & Q & 0 & 0 & 0 \\ R & 0 & -P & 0 & 0 & 0 \\ -Q & P & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -W & V & 0 & -R & Q \\ W & 0 & -U & R & 0 & -P \\ -V & U & 0 & -Q & P & 0 \end{bmatrix} \tag{2.5}$$

przy czym m jest masą samolotu, I_x, I_y, I_z są momentami bezwładności samolotu, a I_{xz} jest dewiacyjnym momentem bezwładności.

Wektor siły ciężkości działający na samolot jest opisany równaniem:

$$\mathbf{f}_g = mg \begin{bmatrix} -\sin\Theta \\ \cos\Theta\sin\Phi \\ \cos\Theta\cos\Phi \end{bmatrix} \tag{2.6}$$

gdzie g jest wartością przyspieszenia grawitacyjnego. Zatem wektor obciążeń od siły ciężkości ma postać:

$$\mathbf{f}_G = [\mathbf{f}_g^{\mathrm{T}}, 0, 0, 0]^{\mathrm{T}} \tag{2.7}$$

Siła ciągu generowanego przez zespół napędowy oszacowana została na podstawie wyników prób przeprowadzonych w tunelu aerodynamicznym. Siła ciągu wyznaczona została jako funkcja sygnału sterowania napędem δ_T i prędkości wzdłużnej U:

$$F_T = f_t(\delta_T, U) \tag{2.8}$$

Wektor ciągu zespołu napędowego ma postać:

$$\mathbf{f}_t = [F_T, 0, 0]^{\mathrm{T}} \tag{2.9}$$

a wektor momentu od siły ciągu:

$$\mathbf{m}_t = \mathbf{r}_t \times \mathbf{f}_t \tag{2.10}$$

gdzie $\mathbf{r}_t$ jest wektorem opisującym położenie wektora siły ciągu $\mathbf{f}_t$ w układzie współrzędnych związanym z samolotem $O_b x_b y_b z_b$.

Zatem wektor obciążeń od zespołu napędowego wynosi:

$$\mathbf{f}_T = [\mathbf{f}_t, \mathbf{m}_t]^{\mathrm{T}} \tag{2.11}$$

Wektor obciążeń aerodynamicznych ma postać:

$$\mathbf{f}_A(\mathbf{x}, \mathbf{y}, \boldsymbol{\delta}] = [\mathbf{f}_a(\mathbf{x}, \mathbf{y}, \boldsymbol{\delta}), \mathbf{m}_a(\mathbf{x}, \mathbf{y}, \boldsymbol{\delta})]^{\mathrm{T}} \tag{2.12}$$

gdzie wektor sterowania ma składowe:

$$\boldsymbol{\delta} = [\delta_{AR}, \delta_{AL}, \delta_{ER}, \delta_{EL}, \delta_{FR}, \delta_{FL}, \delta_R]^{\mathrm{T}} \tag{2.13}$$

δ_{AR} – kąt wychylenia prawej lotki, δ_{AL} – kąt wychylenia lewej lotki, δ_{ER} – kąt wychylenia prawego steru wysokości, δ_{EL} – kąt wychylenia lewego steru wysokości, δ_{FR} – kąt wychylenia prawej klapy, δ_{FL} – kąt wychylenia lewej klapy, δ_R – kąt wychylenia steru kierunku.

Model aerodynamiczny samolotu Cularis opracowano na podstawie charakterystyk aerodynamicznych wykonanych metodami analitycznymi i metodami numerycznymi z wykorzystaniem oprogramowania MGAERO oraz XFLR i AVL. Ostateczna postać modelu stanowi kompilację wszystkich tych charakterystyk, a jej wynikiem jest kompleksowy model aerodynamiczny samolotu Cularis uwzględniający obliczenie obciążeń aerodynamicznych samolotu z rozdzielonymi powierzchniami sterowymi. Wektory siły i momentu aerodynamicznego wynoszą:

$$\begin{aligned} \mathbf{f}_a &= \mathbf{F}_{AS} + \mathbf{F}_{A\Omega} + \mathbf{F}_{A\dot{W}} + \mathbf{F}_{A\delta} \\ \mathbf{m}_a &= \mathbf{M}_{AS} + \mathbf{M}_{A\Omega} + \mathbf{M}_{A\dot{W}} + \mathbf{M}_{AV} + \mathbf{M}_{A\delta} \end{aligned} \tag{2.14}$$

gdzie indeks AS dotyczy statycznych obciążeń aerodynamicznych, $A\Omega$ dotyczy pochodnych po prędkościach kątowych, AV dotyczy pochodnych po prędkości bocznej, $A\dot{W}$ dotyczy pochodnych po przyspieszeniu pionowym, a $A\delta$ dotyczy pochodnych od sterowania.

Na podstawie nieliniowego modelu samolotu Cularis opracowano model zlinearyzowany:

$$\dot{\mathbf{x}}_L = \mathbf{A}_L\mathbf{x}_L + \mathbf{B}_L\mathbf{u}_L \qquad \mathbf{y}_L = \mathbf{C}_L\mathbf{x}_L \tag{2.15}$$

gdzie $\mathbf{x}_L$ jest wektorem stanu, $\mathbf{u}_L$ wektorem sterowania, $\mathbf{y}_L$ wektorem wyjścia, $\mathbf{A}_L$ macierzą stanu, $\mathbf{B}_L$ macierzą sterowania, a $\mathbf{C}_L$ macierzą wyjścia.

3. Analiza właściwości dynamicznych UAV w stanie awarii

Awaria systemu sterowania powoduje ograniczone możliwości sterowania statkiem powietrznych oraz zmianę jego właściwości dynamicznych. Dla przykładu, zablokowanie wychylonej powierzchni sterowej skutkuje przede wszystkim niemożliwością jej wykorzystania do sterowania, czyli ograniczeniem efektywności systemu sterowania. Co więcej, wychylona i zablokowana powierzchnia sterowa generuje siły i momenty aerodynamiczne, które zaburzają ruch statku powietrznego, co wymaga kompensacji przez sprawną część systemu. Ze względu na konieczność kompensacji skutków awarii, efektywność systemu sterowania w sterowaniu statkiem powietrznym zostaje dodatkowo ograniczona. Ponadto wychylona i zablokowana powierzchnia sterowa zmienia charakterystyki aerodynamiczne całego samolotu, wpływając na jego właściwości dynamiczne.

Wykorzystanie rekonfiguracyjnych systemów sterowania samolotu bezzałogowego umożliwia kompensację skutków awarii oraz poprawienie efektywności sterowania poprzez optymalizację wykorzystania sprawnej części systemu. Jednak możliwości rekonfiguracji są mocno ograniczone, gdyż zależą od rodzaju i liczby powierzchni sterowych statku powietrznego oraz od rodzaju powstałej awarii.

Jednym z aspektów poszukiwania optymalnego wykorzystania sprawnych elementów systemu sterowania jest znalezienie nowego 'neutrum', czyli takiej konfiguracji wychylenia sprawnych powierzchni sterowych, która umożliwia ustalony lot poziomy. Można przyjąć tezę, że im mniejsze są kąty wychylenia powierzchni sterowych w nowym neutrum, tym większa będzie efektywność sterowania, bo większy jest zakres możliwych wychyleń sprawnych powierzchni sterowych. W przypadku samolotów o konfiguracji klasycznej w stanach bezawaryjnych warunki równowagi dla lotu poziomego uzyskiwane są bez przechylenia i ślizgu. W niniejszej pracy zaproponowano również algorytmy wyznaczania warunków równowagi samolotu przy niezerowych kątach przechylenia i ślizgu. Celem zastosowania takich algorytmów było zbadanie możliwości zwiększenia efektywności rekonfiguracji przez zastosowanie nieklasycznej konfiguracji lotu poziomego ustalonego.

W celu wyznaczenia neutralnego wychylenia powierzchni sterowych w sytuacji awarii systemu sterowania przeprowadzono analizy z wykorzystaniem opracowanego nieliniowego modelu samolotu bezzałogowego z rozprzężonymi powierzchniami sterowymi. Analiza polegała na wyznaczeniu optymalnej konfiguracji ustawienia powierzchni sterowych dla lotu poziomego ustalonego, dla której kąty wychylenia powierzchni sterowych będą najmniejsze. Dodatkowo, wykorzystując zlinearyzowany model samolotu, analizowano wpływ awarii oraz konfiguracji ustawienia powierzchni sterowych na właściwości dynamiczne samolotu. Stany równowagi dla uszkodzonego samolotu poszukiwane były przy wykorzystaniu algorytmów optymalizacyjnych, w których funkcja celu minimalizuje wychylenie sprawnych powierzchni sterowych, a funkcja więzów gwarantuje uzyskanie stanu równowagi z założoną dokładnością:

$$\min_{\boldsymbol{\chi}} f_c(\boldsymbol{\chi}) \qquad \text{dla} \qquad f_w = 0 \tag{3.1}$$

Ogólną postać funkcji celu przedstawia równie:

$$f_c(\boldsymbol{\chi}) = \sqrt{\sum_i \chi_i^2} \tag{3.2}$$

gdzie $\boldsymbol{\chi}$ jest wektorem poszukiwanych (minimalizowanych) zmiennych.

Funkcja więzów wyznaczona zostało przez przekształcenie ogólnego równania ruchu samolotu (2.4) do postaci:

$$\mathbf{f}_w = \mathbf{B}\mathbf{x}_0 - [\mathbf{f}_A(\mathbf{x}_0, \boldsymbol{\chi}) + \mathbf{f}_G(\mathbf{x}_0, \boldsymbol{\chi}) + \mathbf{f}_T(\mathbf{x}_0, \boldsymbol{\chi})] \tag{3.3}$$

przy czym $\mathbf{x}_0$ jest wektorem stanu ustalonego, dla którego poszukiwane są warunki równowagi.

W trakcie przeprowadzonych badań wyznaczano warunki równowagi w locie poziomym ustalonym dla pięciu różnych funkcji celu oraz ośmiu (wliczając stan bezawaryjny) różnych kombinacji awarii powierzchni sterowych oraz trzech stopni ich intensywności. Następnie dla uzyskanych warunków równowagi analizowano zmianę częstości drgań, współczynników tłumienia oraz stałych czasowych wszystkich postaci ruchu samolotu. Za awarię systemu sterowania przyjęto zablokowanie jednej lub kilku powierzchni sterowych.

W badaniach przyjęto następujące funkcje celu:

- Wariant 1 – funkcja celu minimalizująca wychylenie sprawnych powierzchni sterowych i kąta pochylenia:

$$f_{c1} = \sqrt{\Theta}^2 + \sum_i \delta_i^2 \tag{3.4}$$

- Wariant 2 – funkcja celu minimalizująca wychylenie sprawnych powierzchni sterowych oraz kątów pochylenia, przechylenia i ślizgu:

$$f_{c2} = \sqrt{\Theta}^2 + \Phi^2 + \beta^2 + \sum_i \delta_i^2 \tag{3.5}$$

- Wariant 3 – funkcja celu minimalizująca wychylenie sprawnych powierzchni sterowych oraz kątów przechylenia i ślizgu po przeskalowaniu współczynnikiem wagowym k:

$$f_{c3} = \sqrt{(\Theta^2 + \Phi^2 + \beta^2)k + \sum_i \delta_i^2} \tag{3.6}$$

  Wariant 3 badano dla trzech różnych wartości współczynnika wagowego: wariant 3a dla $k = 0,5$, 3b dla $k = 0,2$ i 3c dla $k = 0$.

Przyjęte w taki sposób funkcje celu dają możliwość wyznaczenia równowagi w sposób klasyczny (wariant 1), z dopuszczalnym przechyleniem oraz ślizgiem (wariant 2) oraz pozwalają sprawdzić wpływ orientacji przestrzennej i ślizgu w stanie równowagi na jakość optymalizacji stanu równowagi (warianty 3a, 3b i 3c).

W badaniach analizowano zablokowanie pojedynczych powierzchni sterowych oraz ich kombinacje:

1) prawa lotka,
2) lewy ster wysokości,
3) ster kierunku,
4) prawa lotka + lewy ster wysokości,
5) prawa lotka + ster kierunku,
6) lewy ster wysokości + ster kierunku,
7) prawa lotka + lewy ster wysokości + ster kierunku,

dla trzech poziomów awarii, gdzie poziom awarii determinuje wartość kąta zablokowania powierzchni sterowej (tabela 1).

Tabela 1. Poziomy awarii

Powierzchnia sterowa	Poziom awarii (kąt zblokowania) [deg]		
	niski	średni	wysoki
Prawa lotka	5	10	15
Lewy ster wysokości	5	10	15
Ster kierunku	3	6	10

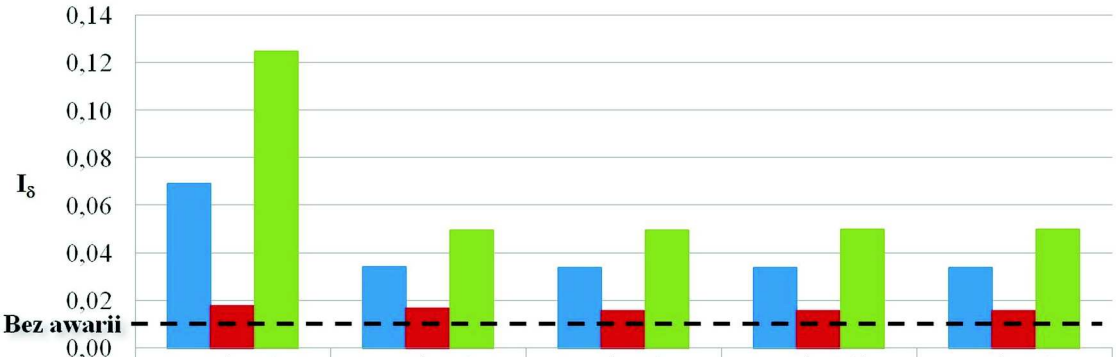
Do oceny jakości uzyskanego wyniku optymalizacji wykorzystano wskaźnik jakości w postaci:

$$I_\delta = \sqrt{\sum \frac{\delta_i^2}{n}} \tag{3.7}$$

gdzie n jest liczbą sprawnych powierzchni sterowych, a δ_i kątem wychylenia i-tej sprawnej powierzchni sterowej. Wskaźnik ten przedstawia średni kąt wychylenia powierzchni sterowy i zgodnie z przyjętą tezą – im mniejsza jest jego wartość, tym lepsza będzie efektywność rekonfiguracji układu sterowania.

Uzyskane wyniki obliczeń poddano analizie statystycznej, wyznaczając wartości średnie i rozrzut badanych parametrów dla wszystkich (wymienionych powyżej) konfiguracji awarii. Badania przeprowadzono oddzielnie dla każdego z wariantu algorytmu optymalizacyjnego oraz dla każdego poziomu awarii. Analizowano jakość optymalizacji oraz właściwości dynamiczne dla kolejnych poziomów awarii.

Wartości średnie, minimalne i maksymalne wskaźników jakości dla poszczególnych wariantów algorytmu optymalizacji dla niskiego poziomu awarii pokazano na rys. 2, przy czym dla wariantu 1 nie uzyskano stanu równowagi dla kombinacji awarii nr 6 i 7. Dlatego te dwa przypadki zostały wykluczone z analizy. Najwyższą wartość średnią uzyskano dla wariantu 1, a najniższą dla 3a, a różnica między nimi wynosi ok. 50%. Można również zauważyć, że różnice pomiędzy wariantami 3a, 3b i 3c są znikome. Szczegółowa analiza wyników pokazała, że najniższą warność wskaźnika jakości dla wariantu 1 uzyskano dla awarii steru wysokości. W przypadku pozostałych wariantów najniższą wartość osiągnięto dla awarii steru kierunku. Wartości maksymalne wariant 1 osiągnął dla awarii steru kierunku, a pozostałe algorytmy dla jednoczesnej awarii lotki i steru wysokości.



	wariant 1	wariant 2	wariant 3a	wariant 3b	wariant 3c
średnia	0,0692	0,0340	0,0338	0,0339	0,0339
min	0,0177	0,0166	0,0156	0,0156	0,0156
max	0,1247	0,0493	0,0495	0,0497	0,0497

Rys. 2. Wskaźnik jakości dla niskiego poziomu awarii

W tabelach 2-4 pokazano statystyki dotyczące uzyskanych kątów pochylenia, przechylenia i ślizgu. Wartości kątów pochylenia i przechylenia są w okolicy zera stopni, natomiast kat ślizgu osiąga wartości do trzech stopni.

Wyniki analizy właściwości dynamicznych pokazano w tabeli 5. Wartości parametrów poszczególnych postaci ruchu ulegają zmianie w zależności od uzyskanych warunków równowagi (zastosowanego algorytmu optymalizacji) oraz konfiguracji awarii. Można zauważyć, że awarie w najmniejszym stopniu wpływają na ruch krótkookresowy oraz przechylający. Natomiast najbardziej podatny jest ruch fugoidalny, a właściwie jego tłumienie, oraz ruch spiralny. Przy czym ten drugi może być stateczny lub nie, w zależności od konfiguracji awarii.

Wyniki analizy wskaźnika jakości dla średniego poziomu awarii pokazano na rys. 3. W tym przypadku nie udało się uzyskać warunków równowagi dla konfiguracji awarii 5, 6 i 7 w przypadku wariantu 1 oraz awarii lotki w przypadku wariantu 3a. Najniższa wartość średnią wskaźnika jakości osiągnięto dla wariantu 3b, a najwyższą dla wariantu 2, przy czym różnica między tymi wartościami wynosi ok 20%. Wartości wskaźnika dla wariantów 3b i 3c są bliskie, a różnica

Tabela 2. Kąty pochylania dla niskiego poziomu awarii

	Wariant 1	Wariant 2	Wariant 3a	Wariant 3b	Wariant 3c
średnia	0,074	−0,144	−0,137	−0,129	−0,124
odch. std.	0,450	0,681	0,692	0,704	0,714
min.	−0,372	−0,911	−0,917	−0,922	−0,928
max.	0,573	0,625	0,665	0,693	0,716

Tabela 3. Kąty przechylania dla niskiego poziomu awarii

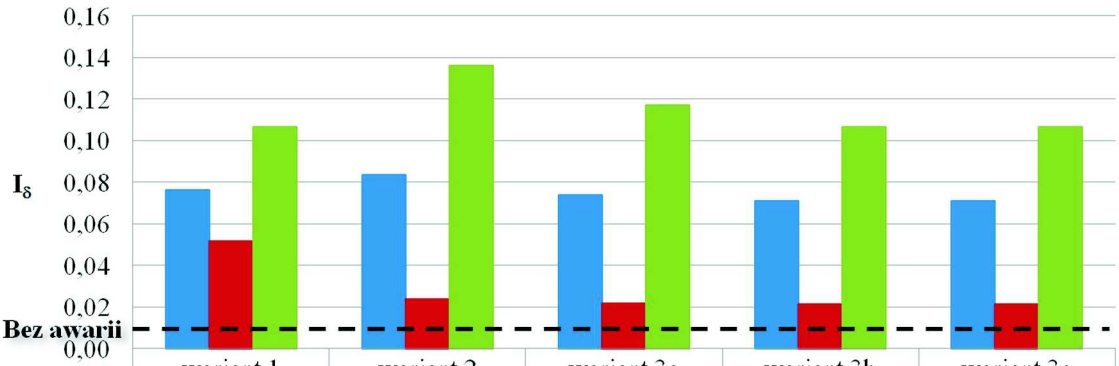
	Wariant 2	Wariant 3a	Wariant 3b	Wariant 3c
średnia	−0,0740	−0,0659	−0,0584	−0,0545
odch. std.	0,1682	0,1754	0,1831	0,1871
min.	−0,2693	−0,2636	−0,2636	−0,2636
max.	0,1833	0,2120	0,2349	0,2464

Tabela 4. Kąty ślizgu dla niskiego poziomu awarii

	Wariant 2	Wariant 3a	Wariant 3b	Wariant 3c
średnia	1,073	1,103	1,123	1,137
odch. std.	1,116	1,154	1,180	1,197
min.	0,000	0,000	0,000	0,000
max.	2,693	2,790	2,859	2,905

Tabela 5. Parametry dynamiczne dla niskiego poziomu awarii

	Fugoidalny		Krótkookresowy		Holendrowanie		Przechylenie	Spirala
	ω_n [rad/s]	ζ	ω_n [rad/s]	ζ	ω_n [rad/s]	ζ	τ [s]	τ [s]
min.	0,553	0,176	14,2	0,757	5,1	0,156	0,0466	−612
max.	0,559	0,214	14,4	0,756	5,34	0,161	0,0467	232
Δ [%]	1,1	17,8	1,4	0,9	4,5	3,1	0,2	62



	wariant 1	wariant 2	wariant 3a	wariant 3b	wariant 3c
średnia	0,0764	0,0836	0,0740	0,0709	0,0710
min	0,0515	0,0236	0,0217	0,0213	0,0213
max	0,1064	0,1362	0,1170	0,1065	0,1065

Rys. 3. Wskaźnik jakości dla średniego poziomu awarii

nie przekracza 0,1%. Analogicznie, jak w poprzednim przypadku, najniższe wartości wskaźnika jakości uzyskano dla awarii steru kierunku, za wyjątkiem wariantu 1, gdzie najniższa wartość jest dla steru wysokości. Natomiast wartości maksymalne wskaźnika jakości dla poszczególnych wariantów osiągnięto dla różnych konfiguracji awarii.

Statystyki uzyskanych kątów pochylenia, przechylenia i ślizgu pokazano w tabelach 6-8. Jak widać, w przypadku średniego poziomu awarii uzyskane kąty przechylenia nadal są niewielkie i ich wartości nie przekraczają 1 stopnia. Kąty pochylenia przyjmują wartości rzędu kilku stopni, natomiast kąty ślizgu osiągają wartości dwukrotnie większe niż w przypadku niskiego poziomu awarii.

Tabela 6. Kąty pochylania dla średniego poziomu awarii

	Wariant 1	Wariant 2	Wariant 3a	Wariant 3b	Wariant 3c
średnia	0,074	−0,144	−0,137	−0,129	−0,124
odch. std.	0,450	0,681	0,692	0,704	0,714
min.	−0,372	−0,911	−0,917	−0,922	−0,928
max.	0,573	0,625	0,665	0,693	0,716

Tabela 7. Kąty przechylania dla średniego poziomu awarii

	Wariant 2	Wariant 3a	Wariant 3b	Wariant 3c
średnia	−0,0740	−0,0659	−0,0584	−0,0545
odch. std.	0,1682	0,1754	0,1831	0,1871
min.	−0,2693	−0,2636	−0,2636	−0,2636
max.	0,1833	0,2120	0,2349	0,2464

Tabela 8. Kąty ślizgu dla średniego poziomu awarii

	Wariant 2	Wariant 3a	Wariant 3b	Wariant 3c
średnia	1,073	1,103	1,123	1,137
odch. std.	1,116	1,154	1,180	1,197
min.	0,000	0,000	0,000	0,000
max.	2,693	2,790	2,859	2,905

Tabela 9. Parametry dynamiczne dla średniego poziomu awarii

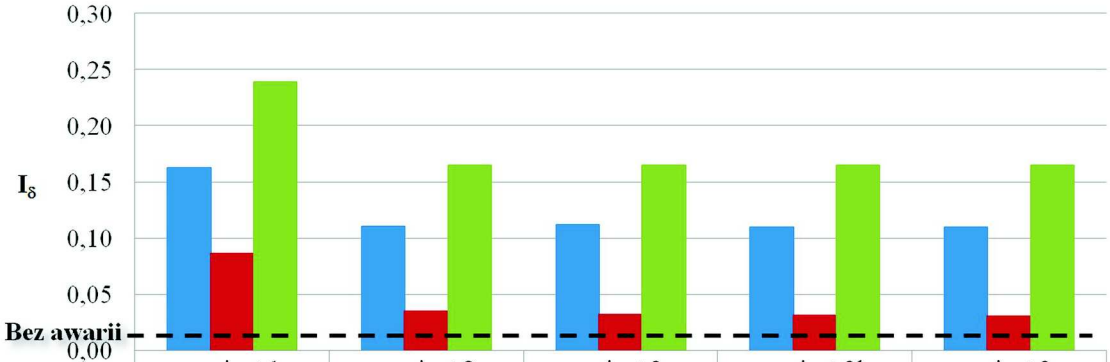
	Fugoidalny		Krótkookresowy		Holendrowanie		Przechylenie	Spirala
	ω_n [rad/s]	ζ	ω_n [rad/s]	ζ	ω_n [rad/s]	ζ	τ [s]	τ [s]
min.	0,554	0,0845	14,1	0,758	4,79	0,156	0,0465	−113
max.	0,583	0,212	14,4	0,775	5,32	0,162	0,0467	65
Δ [%]	5	60,1	2	2,2	10	3,7	0,4	42,5

Analiza właściwości dynamicznych dla średniego poziomu awarii (tabela 9) potwierdziła, że najbardziej podatne na wpływ awarii są spirala i tłumienie ruchu fugoidalnego. Niewielki wpływ awarie mają na ruch przechylający i krótkookresowy. Ponadto warto zauważyć, że przy średnim poziomie awarii pojawiają się znaczne różnice w częstości drgań własnych holendrowania.

Na rys. 4 pokazano wskaźniki jakości dla wysokiego poziomu awarii układu sterowania. W przypadku dużych kątów zablokowania powierzchni sterowych nie udało sie uzyskać stanu równowagi dla większości konfiguracji awarii w wariancie 1. Pozytywny wynik uzyskano jedynie dla awaria steru wysokości i kombinacji awarii lotki i steru kierunku. Najniższą średnią wskaźnika jakości uzyskano dla wariantu 3c, przy czym dla wariantu 3b wartość ta jest zbliżona (różnica wynosi około 0,1%). Najwyższą wartość wskaźnika jakości znów zanotowano dla warian-

tu 1, a różnica między największą i najmniejszą średnią wynosi około 30%. Analogicznie, jak w poprzednich przypadkach, najniższe wartości wskaźnika dla wariantów od 2 do 3c uzyskano przy awarii steru kierunku. Natomiast najwyższe wartości wskaźnika dla tych wariantów są dla awarii potrójnej. Dla wariantu 1 wartość minimalna wskaźnika jest dla awarii steru wysokości, a najwyższa przy jednoczesnej awarii lotki i steru kierunku.

W tabelach 10-12 pokazano warności kątów orientacji i kąta ślizgu dla stanów równowagi przy wysokim poziomie awarii. Kąty przechylenia zmieniają się w zakresie około 1 stopnia, kąt pochylenia do około 4 stopni, a kąt ślizgu do prawie 10 stopni.



	wariant 1	wariant 2	wariant 3a	wariant 3b	wariant 3c
średnia	0,1625	0,1107	0,1116	0,1100	0,1100
min	0,0859	0,0350	0,0320	0,0309	0,0307
max	0,2392	0,1647	0,1647	0,1647	0,1647

Rys. 4. Wskaźnik jakości dla wysokiego poziomu awarii

Tabela 10. Kąty pochylania dla wysokiego poziomu awarii

	Wariant 1	Wariant 2	Wariant 3a	Wariant 3b	Wariant 3c
średnia	0,074	−0,144	−0,137	−0,129	−0,124
odch. std.	0,450	0,681	0,692	0,704	0,714
min.	−0,372	−0,911	−0,917	−0,922	−0,928
max.	0,573	0,625	0,665	0,693	0,716

Tabela 11. Kąty przechylania dla wysokiego poziomu awarii

	Wariant 2	Wariant 3a	Wariant 3b	Wariant 3c
średnia	−0,0740	−0,0659	−0,0584	−0,0545
odch. std.	0,1682	0,1754	0,1831	0,1871
min.	−0,2693	−0,2636	−0,2636	−0,2636
max.	0,1833	0,2120	0,2349	0,2464

Tabela 12. Kąty ślizgu dla wysokiego poziomu awarii

	Wariant 2	Wariant 3a	Wariant 3b	Wariant 3c
średnia	1,073	1,103	1,123	1,137
odch. std.	1,116	1,154	1,180	1,197
min.	0,000	0,000	0,000	0,000
max.	2,693	2,790	2,859	2,905

Zmienność właściwości dynamicznych dla wysokiego poziomu awarii jest analogiczna do poprzednich przypadków (tabela 13). Nadal awarie mają największy wpływ na ruch spiralny i fu-

goidalny, chociaż w tym przypadku następuje również znaczna zmiana częstości drgań własnych tego drugiego. Najmniej awarie zmieniają ruch przechylający i krótkookresowy, natomiast średnio wpływają na holendrowanie.

Tabela 13. Parametry dynamiczne dla wysokiego poziomu awarii

	Fugoidalny		Krótkookresowy		Holendrowanie		Przechylenie	Spirala
	ω_n [rad/s]	ζ	ω_n [rad/s]	ζ	ω_n [rad/s]	ζ	τ [s]	τ [s]
min.	0,555	0,0344	14	0,76	4,66	0,156	0,046	−976
max.	0,779	0,208	41,6	0,78	5,3	0,166	0,0467	40,7
Δ [%]	28,8	83,5	4,1	2,5	12,1	6	1,5	95,8

Przeprowadzone analizy wykazały, że najlepszym algorytmem wyznaczania warunków równowagi samolotu z uszkodzonym systemem sterowania, z punktu widzenia rekonfiguracji układu sterowania, jest algorytm w wariancie 3c. Co prawda daje on najmniejszą wartość wskaźnika jakości tylko przy wysokim poziomie awarii, ale dla pozostały poziomów ma wartości bliskie najmniejszym. Wynika z tego, że najbardziej optymalne warunki równowagi można uzyskać, minimalizując tylko wychylenia sprawnych powierzchni sterowych przy jednoczesnym zapewnieniu możliwości osiągnięcia niezerowych katów przechylenia i ślizgu, przy czym występujący w funkcji celu współczynnik wagowy k może zostać wykorzystany do ograniczenia wartości tych kątów.

Jak wykazały przeprowadzone badania, awarie systemu sterowania wpływają niewiele na ruch przechylający i krótkookresowy, średnio na holendrowanie oraz mocno zmieniają parametry ruch fugoidalnego i spirali. Ponadto można stwierdzić, że poziom awarii wpływa na wielkość zmian parametrów dynamicznych tych postaci ruchu.

4. Podsumowanie

Analiza właściwości dynamicznych samolotu bezzałogowego w stanie awarii systemu sterowania wymaga wykorzystania modelu dynamiki samolotu z rozprzężonymi powierzchniami sterowania. Opracowanie modelu obciążeń aerodynamicznych od rozprzężonych powierzchni sterowych wymaga użycia numerycznych metod obliczeniowych. Przedstawione algorytmy optymalizacyjne umożliwiają wyznaczenie warunków równowagi samolotu z uszkodzonym systemem sterowania, przy czym wyrównoważenie uszkodzonego samolotu dla niezerowych katów przechylenia i ślizgu powoduje osiągnięcie najmniejszych wychyleniach powierzchni sterowych. Zmienność parametrów dynamicznych samolotu zależy od rodzaju oraz poziomu awarii. Awarie powodują duże zmiany parametrów ruchu fugoidalnego i spirali. Z kolei ruch przechylający i krótkookresowy są praktycznie nieczułe na awarie.

Bibliografia

1. Burcham B., 1997, Landing safely when flight controls fail, *Aerospace America*, October, 20-23
2. Kozak V., Shevchuk D., Vovk V., Levchenko M., 2014, Automation of aircraft control reconfiguration in flight special situations, *Proceedings of IEEE 3rd International Conference on Methods and Systems of Navigation and Motion Control*, 14-17
3. Lin X., Fulton N., Horn M., 2014, Quantification of high level safety criteria for civil unmanned aircraft systems, *Proceedings of IEEE Aerospace Conference*, Big Sky, 1-13
4. Loh R., Bian Y., Roe T., 2009, UAVs in civil airspace: Safety requirements, *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, **24**, 5-17

5. Steinberg M,, 2005, A historical overview of research in reconfigurable flight control, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, **219**, 263-275
6. Yang Z., Hua S., Hongzhuan Q., Chengrui L., 2012, Control reconfigurability of nonlinear system based on control redundancy, *10th IEEE International Conference on Industrial Informatics (INDIN)*, 815-820
7. Zugaj M., Narkiewicz J., 2009, Autopilot for reconfigurable flight control system, *ASCE Journal of Aerospace Engineering*, **22**, 78-84

Analysis of UAV dynamic performances in the event of control surfaces failures

The paper presents analysis of UAV dynamic performances in the case of control surfaces failures. The control surfaces failures reduce the aircraft controllability and cause trajectory disturbances as well as changes in the dynamic performances. Reconfiguration of the control system can be used to control the aircraft in spite of the failure, but its efficiency depends on the aircraft configuration and its dynamical performances.

A UAV dynamic model for control system failure analysis is presented in this work. The algorithms for calculation of the damaged aircraft equilibrium are developed. Analyses of the aircraft dynamical performances variation due to control system failure and algorithm variants are presented.

Badania wykonano w ramach projektu PBS2/B6/19/2013 finansowanego przez Narodowe Centrum Badań i Rozwoju w latach 2013-2016.

INSTYTUT TECHNICZNY WOJSK LOTNICZYCH

ul. Księcia Bolesława 6, 01-494 Warszawa, skr. poczt. 96
tel.: 261 851 300; tel./faks: 261 851 313
www.itwl.pl e-mail: poczta@itwl.pl

Prowadzimy działalność innowacyjną w zakresie:

- Badania naziemne i w locie
- Systemy diagnostyczne dla techniki lotniczej
- Wspomaganie sterowania eksploatacją
- Symulacja i modelowanie
- Awionika
- Uzbrojenie lotnicze
- Systemy rozpoznania, dowodzenia i szkolenia
- Integracja systemów C4ISR
- Bezzałogowe statki powietrzne
- Diagnostyka powierzchni roboczych lotnisk
- Badania paliw i cieczy roboczych
- Testy i certyfikacja wyrobów

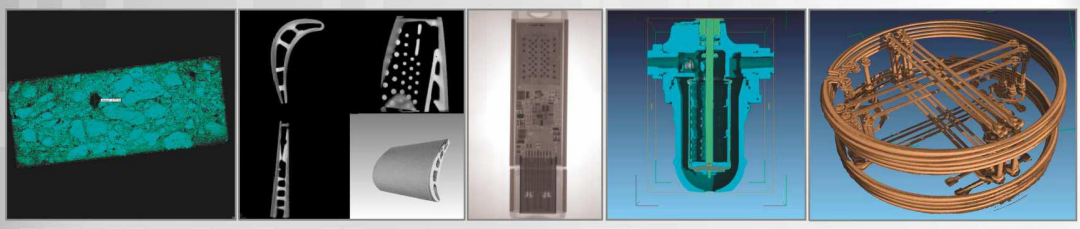
Posiadamy:

- Natowski Kod Podmiotu Gospodarki Narodowej (NCAGE) 0481H
- Wewnętrzny System Kontroli Nr W-45/8/2015 w zakresie naukowo-badawczego wspomagania eksploatacji lotniczej techniki wojskowej
- Uprawnienia do nadawania tytułu naukowego doktora habilitowanego

ULEPSZYMY KAŻDĄ TECHNOLOGIĘ

Tomograf komputerowy (CT) – badanie nieniszczące NDT

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych oferuje usługi z zakresu badań tomografem komputerowym. Badania prowadzone są na tomografie typu v/tome/x m 300 firmy GE o max. mocy lampy 300kV/500W. Urządzenie posiada również lampę do nanotomografii o mocy 80kV/15W.



Prowadzimy prace badawcze obejmujące swym zakresem materiały takie jak:

- stopy tytanu
- stale
- materiały kompozytowe
- beton
- guma

Urządzenie umożliwia prowadzenie badań z zakresu:

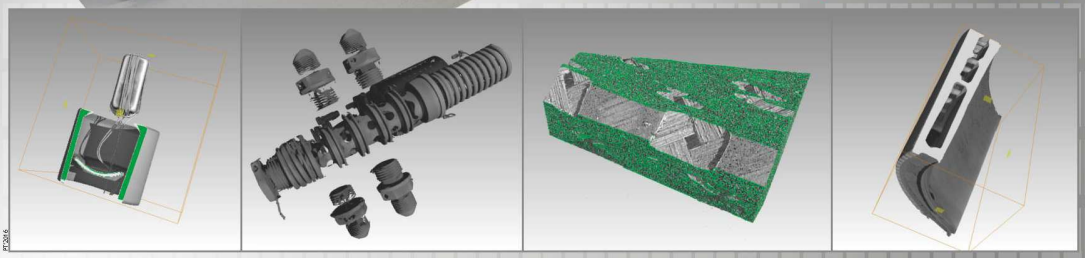
- wykrywania defektów o rozmiarach powyżej 0,5 µm z wykorzystaniem lampy 180 kV
- materiałów o bardzo dużej gęstości (np. łopatki turbin silników lotniczych) z wykorzystaniem lampy o mocy 300 kV
- układy elektroniczne (scalone)
- materiały pirotechniczne
- złożone agregaty lotnicze

Masa badanych elementów do 50 kg.
Wymiary orientacyjne 50×50×60 cm.

Posiadamy wysoko wykwalifikowany, certyfikowany personel.

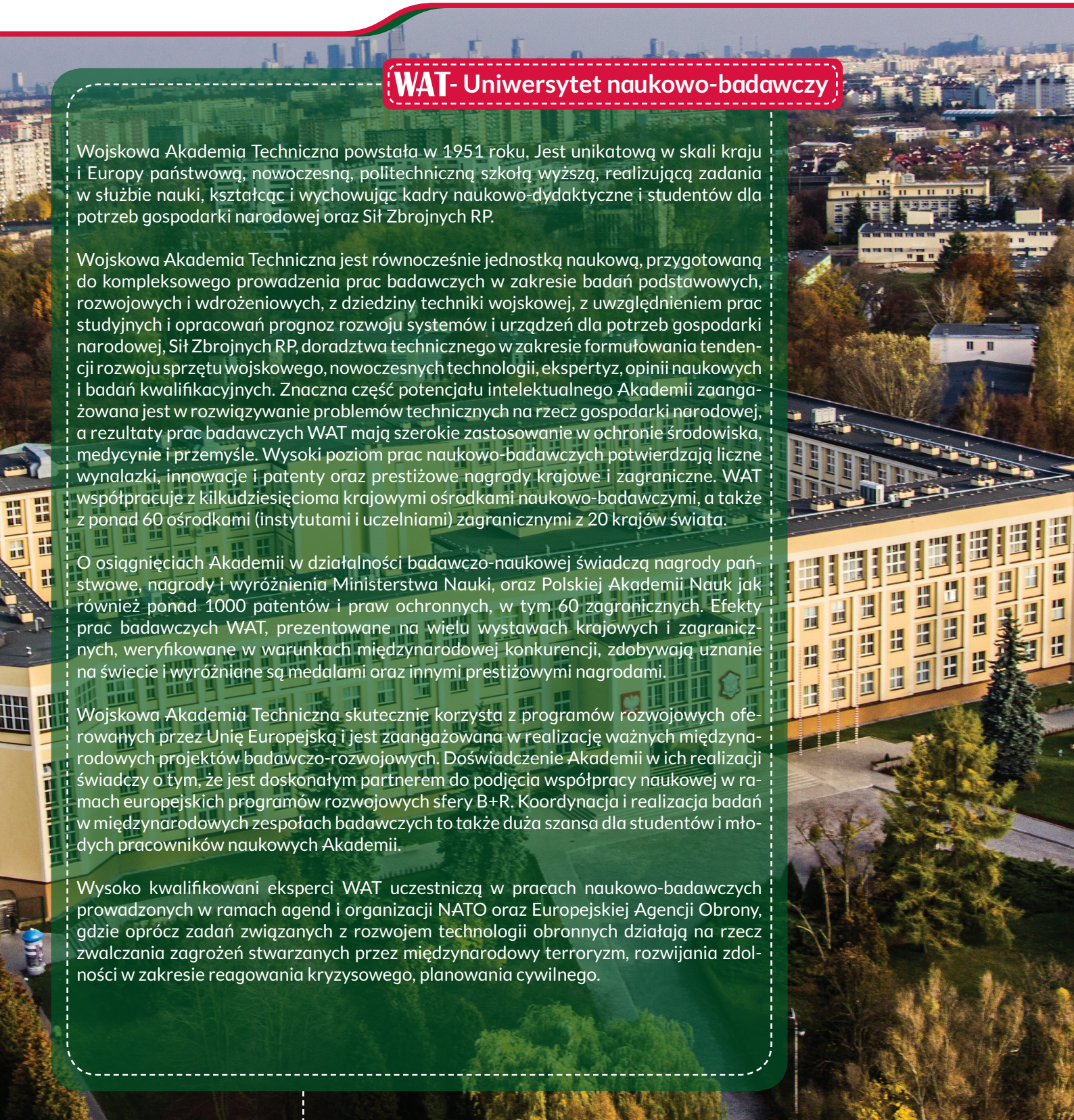
Kontakt bezpośredni:
Zakład Silników Lotniczych
tel.: +48 261 851 334; fax: +48 261 851 338
e-mail: jaroslaw.spychala@itwl.pl

Zapraszamy do współpracy!



INSTYTUT TECHNICZNY WOJSK LOTNICZYCH
ul. Księcia Bolesława 6, 01-494 Warszawa, skr. poczt. 96
tel.: 261 851 300; tel./faks: 261 851 313
www.itwl.pl e-mail: poczta@itwl.pl

Wojskowa Akademia Techniczna



WAT- Uniwersytet naukowo-badawczy

Wojskowa Akademia Techniczna powstała w 1951 roku. Jest unikatową w skali kraju i Europy państwową, nowoczesną, politechniczną szkołą wyższą, realizującą zadania w służbie nauki, kształcąc i wychowując kadry naukowo-dydaktyczne i studentów dla potrzeb gospodarki narodowej oraz Sił Zbrojnych RP.

Wojskowa Akademia Techniczna jest równocześnie jednostką naukową, przygotowaną do kompleksowego prowadzenia prac badawczych w zakresie badań podstawowych, rozwojowych i wdrożeniowych, z dziedziny techniki wojskowej, z uwzględnieniem prac studyjnych i opracowań prognoz rozwoju systemów i urządzeń dla potrzeb gospodarki narodowej, Sił Zbrojnych RP, doradztwa technicznego w zakresie formułowania tendencji rozwoju sprzętu wojskowego, nowoczesnych technologii, ekspertyz, opinii naukowych i badań kwalifikacyjnych. Znaczna część potencjału intelektualnego Akademii zaangażowana jest w rozwiązywanie problemów technicznych na rzecz gospodarki narodowej, a rezultaty prac badawczych WAT mają szerokie zastosowanie w ochronie środowiska, medycynie i przemyśle. Wysoki poziom prac naukowo-badawczych potwierdzają liczne wynalazki, innowacje i patenty oraz prestiżowe nagrody krajowe i zagraniczne. WAT współpracuje z kilkudziesięcioma krajowymi ośrodkami naukowo-badawczymi, a także z ponad 60 ośrodkami (instytutami i uczelniami) zagranicznymi z 20 krajów świata.

O osiągnięciach Akademii w działalności badawczo-naukowej świadczą nagrody państwowe, nagrody i wyróżnienia Ministerstwa Nauki, oraz Polskiej Akademii Nauk jak również ponad 1000 patentów i praw ochronnych, w tym 60 zagranicznych. Efekty prac badawczych WAT, prezentowane na wielu wystawach krajowych i zagranicznych, weryfikowane w warunkach międzynarodowej konkurencji, zdobywają uznanie na świecie i wyróżniane są medalami oraz innymi prestiżowymi nagrodami.

Wojskowa Akademia Techniczna skutecznie korzysta z programów rozwojowych oferowanych przez Unię Europejską i jest zaangażowana w realizację ważnych międzynarodowych projektów badawczo-rozwojowych. Doświadczenie Akademii w ich realizacji świadczy o tym, że jest doskonałym partnerem do podjęcia współpracy naukowej w ramach europejskich programów rozwojowych sfery B+R. Koordynacja i realizacja badań w międzynarodowych zespołach badawczych to także duża szansa dla studentów i młodych pracowników naukowych Akademii.

Wysoko kwalifikowani eksperci WAT uczestniczą w pracach naukowo-badawczych prowadzonych w ramach agend i organizacji NATO oraz Europejskiej Agencji Obrony, gdzie oprócz zadań związanych z rozwojem technologii obronnych działają na rzecz zwalczania zagrożeń stwarzanych przez międzynarodowy terroryzm, rozwijania zdolności w zakresie reagowania kryzysowego, planowania cywilnego.

WAT

Wojskowa Akademia Techniczna
ul. gen. Sylwestra Kaliskiego 2
00-908 Warszawa

centrala WAT 261 839 000
kancelaria WAT 261 839 074
www.wat.edu.pl

Wojskowa Akademia Techniczna

Wydział Mechatroniki i Lotnictwa

Wydział Mechatroniki i Lotnictwa

Wydział realizuje badania w obszarach:

- robotyka, mechanika, automatyka, teoria sterowania, technika mikroprocesorowa
- analiza, programowanie i konstrukcja urządzeń mechatronicznych na potrzeby zastosowań militarnych i przemysłowych
- teoria naprowadzania rakiet przeciwlotniczych
- radiolokacyjne i telewizyjne układy określania współrzędnych celów i rakiet
- cyfrowa filtracja sygnałów
- systemy przetwarzania i sterowania w czasie rzeczywistym
- projektowanie urządzeń mikrofalowych i procesorów sygnałowych
- kompleksowe badania doświadczalne właściwości energetyczno-balistycznych stałych materiałów miotających i paliw rakietowych
- badania i modelowanie zjawisk balistyki wewnętrznej, przejściowej, zewnętrznej i końcowej
- badania numeryczne propagacji i oddziaływania uderzeniowej fali podmuchu
- projektowanie nowych systemów uzbrojenia klasycznego (strzeleckiego i artyleryjskiego) oraz nowych wzorów amunicji, uwzględniających wymagania współczesnego pola walki i ochrony środowiska
- badania właściwości taktyczno-technicznych i eksploatacyjnych broni i amunicji
- technologie wytwórcze elementów produkowanych metodą metalurgii proszków
- analiza zjawisk zachodzących w materiałach poddawanych odkształceniom udarowym
- badanie trwałości elementów uzbrojenia, prognozowanie stanu oraz zarządzanie procesem eksploatacji urządzeń i systemów technicznych
- termodynamika techniczna, metrologia cieplna
- badania właściwości termofizycznych materiałów
- modelowanie matematyczne zjawisk wymiany ciepła i masy
- inżynieria materiałowa w zakresie właściwości termofizycznych materiałów
- komputerowe wspomaganie procesu pomiarów
- zagadnienia odwrotne dotyczące estymacji parametrów termofizycznych ciał stałych
- aerodynamika obiektów naziemnych i obiektów latających
- dynamika ruchu obiektów latających
- badania wpływu oblodzenia na charakterystyki aerodynamiczne i bezpieczeństwo lotów statków powietrznych
- projektowanie statków powietrznych
- zintegrowane modelowanie strukturalne i aerodynamiczne aerosprężystych układów nośnych
- ocena wytrzymałości, trwałości i bezpieczeństwa pracy uszkodzonych elementów konstrukcyjnych
- badania procesów eksploatacji systemów technicznych w aspekcie ich niezawodności, efektywności i bezpieczeństwa
- modelowanie dynamiki wydzielenia energii i przepływu niejednorodnych fizycznie ośrodków wysokoenergetycznych w zakresie prognozowania zagrożeń bezpieczeństwa.

WAT

Wydział Mechatroniki i Lotnictwa

www.wml.wat.edu.pl
261 837 601