Politechnika Rzeszowska im. Ignacego Łukasiewicza
al. Powstańców Warszawy 12
35-029 Rzeszów
Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa

ROZPRAWA DOKTORSKA

„Metodyka projektowania i oceny struktur lotniczych wytwarzanych z wykorzystaniem technologii kompozytowych i przyrostowych”

mgr inż. Paweł GUŁA

Promotor: **dr hab. inż. Andrzej Majka, prof. PRz**

(strona celowo zostawiona pusta)

Spis treści

1. Streszczenie 5
2. Abstract 6
3. Charakterystyka rozprawy doktorskiej przygotowanej w formie cyklu publikacji 8
4. Wykaz publikacji stanowiących podstawę rozprawy doktorskiej 9
5. Stan wiedzy i kontekst naukowo-technologiczny badań 10
5.1. Współczesne wymagania wobec struktur lotniczych 10
5.2. Materiały kompozytowe w strukturach lotniczych 11
5.3. Technologie wytwarzania przyrostowego w konstrukcjach lotniczych 12
5.4. Numeryczne metody projektowania i optymalizacji struktur lotniczych 14
5.5. Walidacja struktur lotniczych 15
6. Luka badawcza i uzasadnienie podjęcia tematyki 17
6.1. Wnioski wynikające ze stanu wiedzy 17
6.2. Identyfikacja luki badawczej 18
6.3. Znaczenie luki dla projektowania struktur lotniczych 18
6.4. Uzasadnienie naukowe podjęcia tematyki 19
6.5. Uzasadnienie aplikacyjne i przemysłowe 19
6.6. Powiązanie luki badawczej z cyklem publikacji 21
7. Główny problem badawczy 21
8. Cel, zakres, hipoteza i pytania badawcze 23
8.1. Cel główny pracy 23
8.2. Cele szczegółowe 23
8.3. Zakres pracy 24
8.4. Hipoteza badawcza 24
8.5. Pytania badawcze 25
8.6. Sposób weryfikacji hipotezy 26
9. Metodyka projektowania, wytwarzania i walidacji struktur lotniczych 27
9.1. Ogólny schemat przyjętej metodyki 27
9.2. Identyfikacja wymagań konstrukcyjnych, eksploatacyjnych i technologicznych. 27
9.3. Projektowanie geometryczne i modelowanie CAD/CAE 27
9.4. Analizy numeryczne: MES, CFD i optymalizacja strukturalna 27
9.5. Metodyka projektowania struktur kompozytowych 28
9.6. Metodyka projektowania elementów pod technologie przyrostowe 28
9.7. Wytwarzanie demonstratorów technologii 28
9.8. Kontrola jakości i badania nieniszczące 29

9.9. Badania eksperymentalne, naziemne i w locie 29
9.10. Kryteria oceny skuteczności metodyki 29
10. Logika i spójność tematyczna cyklu publikacji 30
10.1. Wspólna oś badawcza cyklu 30
10.2. Etap I - projektowanie i badania struktur bezzałogowego śmigłowca ILX-27 30
10.3. Etap II - projektowanie i walidacja kompozytowych osłon gondoli silnikowej ... 30
10.4. Etap III - integracja struktury, napędu i systemów pokładowych 30
10.5. Etap IV - technologie przyrostowe i optymalizacja struktur lotniczych 31
10.6. Podsumowanie spójności cyklu publikacji 31
11. Omówienie publikacji stanowiących cykl rozprawy 31
11.1. Publikacja 1 - technologie przyrostowe i demonstrator SAT-AM 31
11.2. Publikacja 2 - integracja silnika turbośmigłowego TP100 z I-31T 32
11.3. Publikacja 3 - projektowanie i wytwarzanie gondoli kompozytowych 34
11.4. Publikacja 4 - integracja glass cockpit w I-31T 35
11.5. Publikacja 5 - projekt, badania i wykonanie ILX-27 37
11.6. Publikacja 6 - bezzałogowy śmigłowiec do zadań specjalnych 38
11.7. Podsumowanie roli publikacji w cyklu rozprawy 39
12. Synteza wyników i weryfikacja hipotezy badawczej 39
12.1. Wyniki dotyczące projektowania struktur lotniczych 39
12.2. Wyniki dotyczące technologii kompozytowych 40
12.3. Wyniki dotyczące technologii przyrostowych 41
12.4. Wyniki dotyczące walidacji eksperymentalnej 42
12.5. Weryfikacja hipotezy badawczej 43
13. Główne osiągnięcia naukowe cyklu publikacji 45
14. Indywidualny wkład doktoranta w publikacje stanowiące cykl rozprawy 46
15. Wkład rozprawy w rozwój dyscypliny inżynieria mechaniczna 48
16. Spełnienie efektów uczenia się dla kwalifikacji na poziomie 8 PRK 49
17. Ograniczenia pracy i kierunki dalszych badań 51
18. Podsumowanie i wnioski końcowe 52
19. Dorobek uzupełniający, projekty B+R i aktywność naukowo-techniczna 53
19.1 Projekty 53
19.2 Konferencje, seminaria, warsztaty i inne organizacje 54
20. Bibilografia 55
21. Załączniki 59

1. Streszczenie

Rozwój sektora lotniczego jest nierozerwalnie związany z postępem technologicznym. Prace badawczo-rozwojowe, rozwój metodyk, testy w tej dziedzinie prowadzą do innowacji, które mają zastosowanie nie tylko w samym lotnictwie, ale również w innych sektorach, takich jak inżynieria materiałowa, technologie informacyjne czy energetyka.

Celem niniejszej rozprawy doktorskiej (cyklu publikacji) jest opracowanie oraz weryfikacja zintegrowanej metodyki projektowania i oceny struktur lotniczych z wykorzystaniem nowych, zaawansowanych technologii materiałowych, w szczególności rozwijanych technologii kompozytowych oraz przyrostowych. Potrzeba podjęcia tego tematu wynika z istotnej luki badawczej, polegającej na braku spójnych podejść obejmujących cały cykl życia struktur – od doboru materiałów i projektowania, poprzez wytwarzanie, aż po walidację w warunkach rzeczywistych, w tym również podczas prób naziemnych i w locie.

Metodyka opracowana w pracy zakłada integrację nowoczesnych narzędzi projektowych (CAD- Computer Aided Design /CAE- Computer Aided Engineering /MES- Metoda Elementów Skończonych /CFD- Computational Fluid Dynamics), badań materiałowych oraz weryfikacji eksperymentalnej rzeczywistych komponentów. W obszarze technologii przyrostowych przeprowadzono badania materiałowe dla wybranych stopów, w tym stali nierdzewnych oraz tytanu, a także wykorzystano metody optymalizacji topologicznej w środowisku CAD (CATIA). Istotnym elementem było zastosowanie dwóch odmiennych technologii addytywnego wytwarzania, rozwijanych przez niezależne podmioty, co umożliwiło weryfikację krzyżową założeń projektowych oraz ocenę wpływu technologii na właściwości końcowe struktur.

W zakresie technologii kompozytowych prace skoncentrowano na opracowaniu i analizie struktury kompozytowych gondoli silnika lotniczego. Obejmowały one rozwój wybranych technologii wytwarzania (bezautoklawoaego, Out of Autoclave - OoA), w tym kompozytów wysokotemperaturowych, dostosowanych do specyficznych wymagań eksploatacyjnych. Następnie wytworzono elementy konstrukcyjne oraz przeprowadzono ich integrację w zespoły płatowca, co umożliwiło ocenę kompatybilności i funkcjonalności w warunkach zbliżonych do rzeczywistych (Technology Readiness Level - TRL6).

Proces badawczy miał charakter iteracyjny i obejmował kolejne etapy oraz realizację kolejnych projektów badawczych: dobór materiałów, projektowanie i optymalizację, wytwarzanie komponentów, integrację oraz walidację eksperymentalną. Kluczowym elementem były próby naziemne oraz testy w locie, które pozwoliły na ocenę rzeczywistego zachowania struktur oraz weryfikację przyjętej metodyki.

Uzyskane wyniki potwierdziły możliwość skutecznej integracji technologii przyrostowych i kompozytowych w konstrukcjach lotniczych. Wykazano m.in. potencjał znaczącej redukcji masy przy zachowaniu wymaganych parametrów wytrzymałościowych, wysoką

efektywność optymalizacji topologicznej oraz istotny wpływ technologii wytwarzania na właściwości końcowe komponentów. W przypadku kompozytów potwierdzono ich przydatność w zastosowaniach wysokotemperaturowych, charakterystycznych dla elementów gondoli silników w tym w szczególności ścian ogniowych.

Znaczenie praktyczne realizowanych badań, projektów jest istotne dla zmieniającego się przemysłu lotniczego. Zaproponowana metodyka umożliwia skrócenie czasu projektowania, redukcję ilości części, redukcję masy, redukcję kosztów, redukcję ryzyka związanego z nową technologią oraz efektywne wdrażanie innowacyjnych rozwiązań konstrukcyjnych. Wyniki mogą być bezpośrednio wykorzystane w przyszłych projektach badawczo-rozwojowych, w tym w programach europejskich, wspierając podnoszenie poziomu gotowości technologicznej oraz rozwój zaawansowanych struktur lotniczych.

Uzyskane wyniki potwierdziły możliwość skutecznej integracji nowoczesnych metod projektowania i wytwarzania w konstrukcjach lotniczych. Wykazano potencjał redukcji masy przy zachowaniu wymaganych właściwości mechanicznych i eksploatacyjnych, potwierdzono efektywność optymalizacji topologicznej oraz określono wpływ parametrów procesów technologicznych na właściwości końcowe komponentów. Wykazano również przydatność materiałów kompozytowych do zastosowań wysokotemperaturowych, charakterystycznych dla elementów gondoli, osłon silnikowych oraz komponentów strukturalnych.

Główny wkład naukowy pracy stanowi opracowanie i zweryfikowanie metodyki integrującej zaawansowane techniki projektowania, technologie przyrostowe oraz technologie kompozytowe w procesie rozwoju konstrukcji lotniczych. Osiągnięte rezultaty mają istotne znaczenie aplikacyjne, wspierając rozwój innowacyjnych konstrukcji o podwyższonym poziomie gotowości technologicznej oraz ich wdrażanie w projektach przemysłowych i krajowych jak też europejskich programach badawczo-rozwojowych.

2. Abstract

The development of the aerospace sector is inherently linked to technological progress. Research and development activities, methodological advances, and testing in this field drive innovations that find applications not only in aviation but also in other sectors, such as materials engineering, information technology, and energy systems. The objective of this doctoral dissertation, presented as a series of publications, is to develop and validate an integrated methodology for the design and assessment of aerospace structures using advanced material technologies, with particular emphasis on composite and additive manufacturing technologies. The need to address this topic stems from a significant research gap, namely the lack of coherent approaches encompassing the entire life cycle of aerospace structures, from material selection and design, through manufacturing and

integration, to validation under actual operating conditions, including both ground and flight testing.

The methodology developed in this work is based on the integration of modern engineering tools (CAD/CAE/FEA/CFD), material characterization, structural optimization, and experimental validation of full-scale components. In the field of additive manufacturing, material characterization studies were conducted on selected alloys, including stainless steels and titanium alloys, while topology optimization methods implemented in a CAD environment (CATIA) were employed in structural design. An important aspect of the research was the use of two different additive manufacturing technologies developed by independent organizations, which enabled the cross-validation of design assumptions and the assessment of the influence of manufacturing processes on the final properties of the structures.

In the field of composite technologies, the research focused on the development and analysis of composite aircraft engine nacelle structures. The work included the development and refinement of selected manufacturing technologies, particularly Out-of-Autoclave (OoA) processes and high-temperature composite materials tailored to the specific structural and operational requirements of aircraft engine nacelles. Structural components were subsequently manufactured and integrated into airframe assemblies, enabling their compatibility and functionality to be assessed under representative operational conditions corresponding to Technology Readiness Level 6 (TRL 6).

The research process was iterative and encompassed successive stages implemented across a series of research projects, including material selection, design and optimization, component manufacturing, system integration, and experimental validation. Ground and flight tests constituted a key element of the work, allowing the actual structural behavior to be assessed, the proposed methodology to be verified, and the effectiveness, advantages, and limitations of the developed technologies to be evaluated in comparison with conventional manufacturing approaches.

The results confirmed the feasibility of effectively integrating additive manufacturing and composite technologies into aerospace structures. The studies demonstrated the potential for significant weight reduction while maintaining the required mechanical performance, confirmed the effectiveness of topology optimization techniques, and highlighted the substantial influence of manufacturing processes on the final properties of aerospace components. In the case of composite materials, the research also demonstrated their suitability for high-temperature applications typical of engine nacelle structures, particularly firewall structures.

The practical significance of the research is substantial for the modern aerospace industry. The proposed methodology can reduce design time, part count, structural

weight, overall costs, and technological risks while facilitating the implementation of innovative structural solutions. The results can be directly applied in future research and development projects, including European programmes, thereby supporting the progression of emerging technologies towards higher Technology Readiness Levels (TRLs) and the development of advanced aerospace structures.

3. Charakterystyka rozprawy doktorskiej przygotowanej w formie cyklu publikacji

Tytuł rozprawy:

Metodyka projektowania i oceny struktur lotniczych wytwarzanych z wykorzystaniem technologii kompozytowych i przyrostowych

Dyscyplina naukowa:

Rozprawa została przygotowana w dyscyplinie **inżynieria mechaniczna / inżynieria lotnicza**.

Tryb przygotowania rozprawy:

Rozprawa została przygotowana w formie cyklu powiązanych tematycznie publikacji naukowych, zgodnie z obowiązującymi przepisami dotyczącymi nadawania stopnia doktora.

Podstawa rozprawy

Podstawę rozprawy stanowi cykl **6** publikacji naukowych opublikowanych w recenzowanych czasopismach naukowych i materiałach konferencyjnych o zasięgu międzynarodowym. Publikacje te tworzą spójny tematycznie zbiór prac poświęconych zagadnieniu *metodyki projektowania i technologii wytwarzania struktur lotniczych.*

Uzasadnienie wyboru formy rozprawy

Przyjęcie formy rozprawy doktorskiej opartej na cyklu publikacji jest uzasadnione charakterem prowadzonych projektów (Narodowego Centrum Badań i Rozwoju - NCBiR, Komisji Europejskiej - KE), badań, oraz specyfiki dorobku naukowego. Wyniki prac badawczych były sukcesywnie publikowane w czasopismach i prezentowane na konferencjach naukowych, poddając je krajowej i międzynarodowej ocenie środowiska naukowego na każdym etapie realizacji projektów a zarazem realizowanych badań.

Publikacje obejmują kolejne etapy rozwoju w/w metodyki projektowania: rozpoczynając od projektowania struktur bezzałogowego śmigłowca ILX-27 (Projekt krajowy - NCBIR Bezzałogowy śmigłowiec robot do zadań specjalnych), przez modernizację samolotu I-31T (europejski projekt ESPOSA- Efficient Systems and Propulsion for Small Aircraft), następnie kompozytową gondolę silnikową oraz technologie przyrostowe realizowane

w projekcie More Affordable Small Aircraft Manufacturing- SAT-AM (projekt europejski Clean Sky2).

Przedstawiony cykl publikacji tworzy logiczną i merytorycznie spójną całość, ukazując systematyczny rozwój badań oraz wkład w rozwój wiedzy w reprezentowanej dyscyplinie naukowej a szczegółowo w zakresie metodyki projektowania i nowoczesnych technologii wytwarzania.

4. Wykaz publikacji stanowiących podstawę rozprawy doktorskiej

Oznaczenie w rozprawie	Dane bibliograficzne	Punkty wg wykazu Czasopism naukowych Ministra Nauki i Szkolnictwa Wyższego	Rola publikacji w cyklu publikacji
Pub.1	Guła P, Dudziak J, Ulma D, Żółtak J, Chiariello A, Łusiak T. *Design and evaluation of additive manufacturing technologies for innovative aviation structures*. Advances in Science and Technology Research Journal. 2026;20(10):215–223. https://doi:10.12913/22998624/224901	100	1) technologie przyrostowe, 2) optymalizacja topologiczna, 3) projektowanie pod AM, 4) badania tomograficzne, 5)badania wytrzymałościowe, 6) walidacja elementów demonstratora kabiny SAT-AM
Pub.2	Guła P, Ulma D, Żurek K, Żurawski R (2019), "Challenges of turboprop engine installation on small aircraft". *Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal*, Vol. 91 No. 7 pp. 938–948, doi: https://doi.org/10.1108/AEAT-09-2017-0198	70	1) Metodyka projektowania 2)Kompozytowe osłony silnika
Pub.3	Dudziak J, Guła P, Gawlik A, Kondracki J. Design and manufacture of nacelles for small turboprop aircraft. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*. 2017;231(12):2239-2247. doi:10.1177/0954410017725544	100	1) Metodyka projektowania 2)Kompozytowe osłony silnika
Pub.4	Dudziak J, Guła P (2017), "Design practice in the translation traditional and glass cockpit based on General Aviation I-31T aircraft". *Aircraft Engineering and*	70	1) Metodyka projektowania 2) integracja systemów pokładowych,

Oznaczenie w rozprawie	Dane bibliograficzne	Punkty wg wykazu Czasopism naukowych Ministra Nauki i Szkolnictwa Wyższego	Rola publikacji w cyklu publikacji
	Aerospace Technology: An International Journal, Vol. 89 No. 6 pp. 749–756, doi: https://doi.org/10.1108/AEAT-04-2016-0058		3) modernizacja I-31T, 4) projektowanie 3D, walidacja naziemna i w locie, 5)integracja płatowca, napędu, awioniki
Pub.5	Guła P. , Gorecki T. „Projekt, badania i wykonanie polskiego bezzałogowego śmigłowca ILX-27" *Transactions of the Institute of Aviation* Vol.5-6 (pp. 232-233) doi: 10.5604/05096669.1106664	40	1) Metodyka projektowania 2)Kompozytowe komponenty struktury śmigłowca
Pub.6	Guła, P., Bezzałogowy śmigłowiec – robot do zadań specjalnych, Prace Instytutu Lotnictwa,No. 219, pp. 189-193, 2011.	40	1) Metodyka projektowania 2)Kompozytowe komponenty struktury śmigłowca

5. Stan wiedzy i kontekst naukowo-technologiczny badań

5.1. Współczesne wymagania wobec struktur lotniczych

Rozwój współczesnych konstrukcji lotniczych pozostaje w ścisłej zależności od postępu w obszarze nowych materiałów oraz technologii ich wytwarzania. Rosnące wymagania w zakresie redukcji masy, obniżania zużycia paliwa, ograniczania emisji CO_2, NO_x oraz spełnienia rygorystycznych norm bezpieczeństwa i certyfikacji powodują, że klasyczne podejście projektowe, oparte głównie na konstrukcjach metalowych oraz metodach ubytkowych (obróbka skrawaniem - CNC), staje się niewystarczające. W odpowiedzi na te wyzwania sektor lotniczy intensywnie wdraża nowe rozwiązania technologiczne, które umożliwiają uzyskanie konstrukcji lżejszych, bardziej zintegrowanych funkcjonalnie oraz zoptymalizowanych pod kątem rzeczywistych warunków eksploatacyjnych.

W szczególności obserwuje się dynamiczny wzrost znaczenia trzech wzajemnie powiązanych obszarów: materiałów kompozytowych, wysokotemperaturowych, bezautoklaowych o wysokim stosunku wytrzymałości do masy, technologii wytwarzania przyrostowego (*AM- Additive Manufacturing,*) oraz zaawansowanych metod projektowania i optymalizacji strukturalnej wspomaganych narzędziami numerycznymi (CAE). Integracja tych obszarów pozwala na nowe możliwości projektowania struktur lotniczych, jednocześnie generując istotne wyzwania naukowe i inżynierskie związane z wiarygodną oceną ich własności mechanicznych, trwałości oraz zgodności

z wymaganiami certyfikacyjnymi stawianymi przez regulatorów lotniczych takich jak European Union Aviation Safety Agency- EASA, Federal Aviation Administration- FAA. Każdy statek powietrzny jest projektowany zgodnie z wymaganiami określonej misji oraz obowiązującymi przepisami certyfikacyjnymi. Proces projektowania obejmuje szereg etapów, takich jak Preliminary Design Review- PDR, Critical Design Review- CDR i kolejne przeglądy projektowe, zanim dany element zostanie ostatecznie wyprodukowany, przebadany i wdrożony do eksploatacji.

W praktyce każdy projekt stanowi problem wielokryterialnej optymalizacji. Obejmuje ona między innymi redukcję masy, wpływającą na zużycie paliwa i emisję spalin, obniżenie kosztów wytwarzania, zapewnienie odpowiedniej trwałości i niezawodności, a jednocześnie spełnienie wszystkich wymagań certyfikacyjnych określonych przez regulatora oraz potwierdzonych w procesie kwalifikacji i eksploatacji. Dodatkowo projektowanie struktur lotniczych musi nadążać za dynamicznie zmieniającymi się technologiami produkcji, metodami eksploatacji oraz wymaganiami dotyczącymi obsługi i napraw.

W takich warunkach klasyczne podejście do projektowania, nie wspominając już o czasach przeszłych deski kreślarskiej, kiedy inżynier musiał budować pełny model przestrzenny konstrukcji wyłącznie w swojej wyobraźni, przestaje być wystarczające. Opiera się ono na analizie ograniczonej liczby wariantów projektowych i nie pozwala na pełne wykorzystanie potencjału współczesnych metod optymalizacji wielokryterialnej. Tymczasem dzisiejsze wymagania techniczne, ekonomiczne, środowiskowe i certyfikacyjne wymuszają poszukiwanie najlepszego kompromisu pomiędzy często sprzecznymi kryteriami. Celem nie jest więc optymalizacja pojedynczego parametru, lecz znalezienie rozwiązania, które w największym stopniu spełnia wszystkie założenia projektu jednocześnie.

5.2. Materiały kompozytowe w strukturach lotniczych

Materiały kompozytowe, zwłaszcza kompozyty autoklawowe jak też bezautoklawowe wysokotemperaturowe, polimerowe wzmacniane włóknami węglowymi i szklanymi, odgrywają obecnie kluczową rolę w rozwoju konstrukcji lotniczych. Ich podstawową zaletą jest bardzo wysoki stosunek wytrzymałości i sztywności do masy, który umożliwia znaczącą redukcję masy konstrukcji przy zachowaniu wymaganych parametrów wytrzymałościowych. Dodatkowo, anizotropowy charakter kompozytów pozwala na kształtowanie właściwości materiału zgodnie z kierunkami przenoszenia obciążeń, co sprzyja zwiększeniu efektywności materiałowej. W przeciwieństwie do metali izotropowych, których właściwości są praktycznie takie same we wszystkich kierunkach, kompozyty pozwalają kształtować sztywność i wytrzymałość poprzez odpowiedni dobór orientacji włókien. Z jednej strony daje to możliwość znaczącej redukcji masy konstrukcji, z drugiej jednak wymaga właściwej metodyki projektowanie oraz zaawansowanych analiz numerycznych.

Odwołując się do artykułu: „*Challenges of turboprop engine installation on small aircraft*” tyczące się m.in. projektowania i badania kompozytowej osłony silnika można przytoczyć następujące wnioski:

W procesie projektowania kompozytowej osłon silnika w pierszej fazie przeprowadzono analizę dostępnych materiałów kompozytowych, której wynikiem był wybór prepregu MTM45 opracowanego do technologii Out-of-Autoclave (OoA). Materiał ten został wybrany we ze względu na możliwość utwardzania w temperaturach już od 80°C, co pozwala na wykorzystanie tańszego oprzyrządowania oraz obniżenie kosztów wytwarzania prototypów dla krótkich serii produkcyjnych. Jednocześnie po procesie wygrzewania końcowego zapewniał właściwości mechaniczne oraz odporność termiczną wymagane dla zastosowań lotniczych.
Zastosowanie technologii pozaautoklawowej stanowiło jedno z głównych ograniczeń projektowych i wymagało odpowiedniego doboru zarówno materiału, jak i geometrii osłon silnika. Konstrukcja musiała uwzględniać ograniczenia temperaturowe procesu technologicznego, możliwości wykonawcze związane z układaniem warstw kompozytowych oraz wymagania dotyczące masy, sztywności i odporności eksploatacyjnej. Równocześnie w projekcie brano pod uwagę ograniczenie liczby części składowych oraz redukcję masy elementów przy zachowaniu ich wymaganej wytrzymałości.
Geometria górnej i dolnej osłony silnika została zoptymalizowana pod kątem technologii wytwarzania, montażu oraz integracji z turbinowym zespołem napędowym. W efekcie uzyskano zmniejszenie liczby części o około 20%, a także redukcję masy osłon w porównaniu do rozwiązania referencyjnego.
Zabudowane osłony zostały poddane testom obejmującym badania naziemne oraz próby w locie. Program badań miał na celu potwierdzenie zgodności rzeczywistych parametrów konstrukcji z założeniami projektowymi, ocenę zachowania osłon (w szczególności odporność termiczną) w warunkach eksploatacyjnych oraz weryfikację bezpieczeństwa i niezawodności zastosowanych materiałów w rzeczywistym środowisku.

5.3. Technologie wytwarzania przyrostowego w konstrukcjach lotniczych

Drugim kluczowym obszarem rozwoju technologicznego w lotnictwie są technologie wytwarzania przyrostowego. Metody takie jak Laser Metal Deposition (LMD) oraz Electron Beam Melting (EBM) umożliwiają wytwarzanie elementów metalowych o bardzo złożonej geometrii, często niemożliwej do uzyskania metodami konwencjonalnymi. W porównaniu do technologii ubytkowych pozwalają one również na znaczną redukcję strat materiałowych oraz obniżenie współczynnika „*buy-to-fly”*, co ma istotne znaczenie ekonomiczne i środowiskowe.

Odnosząc się do publikacji z cyklu „*Design and Evaluation of Additive Manufacturing Technologies for Innovative Aviation Structures*”. W projekcie SAT-AM wykorzystano zaawansowane technologie wytwarzania przyrostowego, w szczególności Laser Metal Deposition oraz Electron Beam Melting, wspierane przez metody optymalizacji topologicznej. Proces projektowania w tym metodyka obejmował nie tylko minimalizację masy i liczbę części składowych, ale również uwzględnienie ograniczeń wynikających z samego procesu produkcyjnego. W przeciwieństwie do klasycznego projektowania elementów obrabianych obróbką skrawaniem, technologie addytywne pozwalają na wytwarzanie geometrii o wysokim stopniu złożoności, jednak wymagają uwzględnienia takich czynników jak orientacja budowy, podpory technologiczne, odkształcenia termiczne czy anizotropia materiału.

W ramach prac wykonano serię próbek materiałowych w różnych orientacjach budowy, które następnie poddano badaniom nieniszczącym z wykorzystaniem tomografii oraz badaniom mechanicznym. Analiza Tomograficzna umożliwiła ocenę jakości wewnętrznej materiału, identyfikację porowatości, nieciągłości i wad procesu przyrostowego, natomiast badania wytrzymałościowe pozwoliły określić wpływ parametrów procesu oraz kierunku narastania warstw na właściwości mechaniczne wytworzonych elementów.

Wyniki otrzymane w projekcie potwierdziły, że własności materiałów addytywnych wykazują anizotropię, co oznacza zależność parametrów wytrzymałościowych od kierunku budowy. Zjawisko to ma kluczowe znaczenie podczas projektowania struktur lotniczych, ponieważ wymaga jednoczesnej optymalizacji geometrii, orientacji wytwarzania oraz ścieżek przenoszenia obciążeń. Podejście zastosowane w projekcie SAT-AM pokazało, że dopiero połączenie optymalizacji topologicznej, zaawansowanych technik wytwarzania przyrostowego oraz kompleksowej walidacji eksperymentalnej pozwala w pełni wykorzystać potencjał nowoczesnych materiałów i technologii produkcyjnych w zastosowaniach lotniczych. Realizacja prac badawczych pokazał również istotne ograniczenia dla procesu addytywnego takie jak:

- wymagany bardzo szczegółowy obszar kontroli w tym kontroli nieniszczącej (Non-Destructive Testing- NDT) stosowanej do umożliwiającej wykrywanie wad wewnętrznych bez uszkadzania części.
- obecność porów powstających podczas procesu wytwarzania prowadziła do obniżenia wytrzymałości mechanicznej i zmęczeniowej badanych elementów.
- wymagania certyfikacyjne dla procesu wytwarzania przyrostowego i potwierdzenie jego powtarzalności. Jakości komponentów oraz ich zgodności z rygorystycznymi wymaganiami lotniczymi, co stanowi jedno z głównych wyzwań przy transferze technologii do przemysł.

5.4. Numeryczne metody projektowania i optymalizacji struktur lotniczych

Równolegle z rozwojem nowych materiałów i technologii wytwarzania postępuje intensywny rozwój narzędzi projektowania wspomaganego numerycznie. Metody elementów skończonych oraz algorytmy optymalizacji strukturalnej stały się podstawowym narzędziem analizy i projektowania nowoczesnych konstrukcji lotniczych. Umożliwiają one ocenę wytrzymałości struktur na wczesnym etapie projektowania oraz systematyczne poszukiwanie rozwiązań o minimalnej masie przy spełnieniu określonych kryteriów wytrzymałościowych, sztywnościowych i trwałościowych.

Na podstawie opisanego procesu projektowania zastosowanego przy integracji nowego turbinowego zespołu napędowego samolotu I-31T można wskazać, że współczesne metodyki projektowania opierają się na zintegrowanym środowisku cyfrowym obejmującym modelowanie, symulacje oraz walidację eksperymentalną. W ramach projektu opracowano modele DMU (Digital Mock-Up) na poziomie Level 0 i Level 1, które umożliwiły ocenę różnych konfiguracji zabudowy silnika, wlotu powietrza, układu wydechowego oraz kompozytowych osłon silnikowych. Następnie przeprowadzono szczegółowe analizy CFD, których wyniki wykorzystano do optymalizacji geometrii poszczególnych podsystemów. Kolejnym etapem było opracowanie pełnego modelu 3D w oprogramowaniu CATIA oraz przeprowadzenie badań naziemnych i prób w locie potwierdzających poprawność przyjętych rozwiązań.

Najistotniejsze narzędzia wykorzystywane podczas prac projektowych:

- **CAD (Computer-Aided Design):** Środowisko projektowania geometrycznego wykorzystywane do tworzenia modeli 3D części, zespołów i struktur. W projekcie posłużyło do opracowania cyfrowych modeli DMU oraz szczegółowej konstrukcji gondoli silnikowej, układu dolotowego i wydechowego.
- **CAE (Computer-Aided Engineering):** Zbiór narzędzi wspomagających analizy i weryfikację rozwiązań konstrukcyjnych przed wykonaniem prototypu. Umożliwia ocenę parametrów wytrzymałościowych, termicznych, aerodynamicznych i eksploatacyjnych.
- **MES (Metoda Elementów Skończonych):** Podstawowa metoda numeryczna wykorzystywana do analiz wytrzymałościowych i sztywnościowych konstrukcji. Pozwala identyfikować koncentracje naprężeń, optymalizować masę oraz weryfikować spełnienie wymagań projektowych.
- **CFD (Computational Fluid Dynamics):** Metoda numerycznej symulacji przepływu płynów i wymiany ciepła. W procesie projektowym wykorzystano ją do analizy wlotu powietrza, chłodzenia komory silnikowej oraz oceny działania układu dolotowego i wydechowego oraz projektu osłon silnika.
- **Optymalizacja topologiczna:** Metoda komputerowego poszukiwania najbardziej efektywnego rozkładu materiału przy zadanych obciążeniach i ograniczeniach.

Umożliwiła redukcję masy konstrukcji przy zachowaniu wymaganej wytrzymałości i sztywności.

- **Analiza ograniczeń technologicznych**: Ocena wpływu możliwości i ograniczeń procesów wytwórczych na geometrię oraz funkcjonalność projektowanego elementu. Obejmowała m.in. analizę tolerancji, dostępności narzędzi, możliwości montażowych oraz wymagań certyfikacyjnych.

Przykładowy ciąg projektowy zastosowany w projekcie ILX-27, I-31T (ESPOSA) oraz SAT-AM:

DMU → CAD → CFD/MES → optymalizacja geometrii → projektowanie pod technologię wytwarzania → analiza ograniczeń technologicznych → model 3D zespołów → wykonanie demonstratora → badania naziemne → badania w locie → walidacja rozwiązania.

Taki proces stanowi przykład przejścia od klasycznego projektowania do **cyfrowego projektowania modelowego (Model-Based Design)**, które było jednym z kluczowych elementów rozwijanych w projektach a jego odzwierciedlenie przedstawione jest w cyklu publikacji.

5.5. Walidacja struktur lotniczych

Współczesny proces rozwoju struktur lotniczych wymaga również bardzo istotnego kompleksowego walidowania obejmującego zarówno badania eksperymentalne, jak i weryfikację modeli numerycznych. Coraz częściej stosowane podejście „Model-Based Engineering" zakłada ścisłą integrację środowisk CAD, MES i CFD z programem badań naziemnych oraz prób w locie (a dalej certyfikacji). Doświadczenia zdobyte podczas projektów związanych z modernizacją samolotu I-31T, projektem SAT-AM oraz rozwojem demonstratora ILX-27 pokazują, że skuteczna walidacja stanowi kluczowy element ograniczania ryzyka technicznego i certyfikacyjnego.

Badania naziemne

Pierwszym etapem walidacji projektowych struktur lotniczych są badania naziemne realizowane na stanowiskach laboratoryjnych i specjalistycznych obiektach testowych. Ich celem jest weryfikacja poprawności działania projektowanych podzespołów przed rozpoczęciem prób w locie. W przypadku samolotu I-31T przeprowadzono wieloetapową walidację układu dolotowego, chłodzenia oraz integracji silnika turbośmigłowego z płatowcem. Zrealizowano wieloprzypadkowe próby statyczne łoża silnika. Badania stanowiskowe poprzedzały testy realizowane na samym statku powietrznym i które pozwoliły zweryfikować wyniki analiz CFD. Do procesu badań naziemnych wykorzystano modele DMU, umożliwiające ocenę rozwiązań konstrukcyjnych jeszcze przed wykonaniem prototypu.

W przypadku demonstratora bezzałogowego śmigłowca ILX-27 prowadzono próby naziemne struktur kompozytowych i metalowej kratownicy, bardzo istotne dla

śmigłowców badania rezonansowe całego demonstratora które jako bazę wykorzystywały środowisko projektowania CAD/CAM oraz analizy numeryczne realizowane między innymi w oprogramowaniach inżynierskich ANSYS i NASTRAN.

Badania w locie

Końcowym etapem walidacji poprawności założeń są badania w locie, których zadaniem jest potwierdzenie poprawności funkcjonowania konstrukcji i systemów w rzeczywistych warunkach eksploatacyjnych. W programie I-31T badania te poprzedzono analizami CFD oraz testami naziemnymi układu dolotowego (w tym separatora), chłodzenia i końcowo zespołu napędowego. Próby w locie umożliwiły ocenę osiągów, skuteczności chłodzenia, parametrów pracy silnika oraz zgodności zachowania samolotu z przewidywaniami modeli numerycznych. Taka sama walidacja nowych komponentów (Kompozytowa gondola M28) jak też bezzałogowego śmigłowca ILX-27 została zweryfikowana w locie zgodnie z zatwierdzonym programem prób.

Badania wytrzymałościowe

W projektach SAT-AM, I-31T, ILX-27 realizowano szereg bada wytrzymałościowych zarówno materiałów, jak i elementów konstrukcyjnych (w tym m.in łoże silnika, cała gondola) w celu określenia ich wytrzymałości. Dla przykładu w projekcie śmigłowca przebadano m.in. kompozytową belkę ogonową. Do weryfikacji/porównania badań wytrzymałościowych służyły walidacji modeli MES wykonanych w środowiskach ANSYS i NASTRAN oraz potwierdzeniu poprawności zastosowanych rozwiązań konstrukcyjnych.

Tomografia komputerowa

W przypadku struktur kompozytowych i elementów wytwarzanych metodami przyrostowymi rozwijanymi w ramach m.in. w projekcie SAT-AM, wykorzystano tomografię komputerową która pozwalała na identyfikację porowatości, rozwarstwień, pęknięć oraz innych wad wewnętrznych niewidocznych podczas kontroli wizualnej. Metoda ta stanowiła jedno z podstawowych narzędzi walidacji jakości nowoczesnych struktur lotniczych. Szczegóły w tym zakresie zawarte są w publikacji numer 1.

Badania DIC (Digital Image Correlation)

Cyfrowa korelacja obrazu umożliwia pełnopolowy (w pełnym obszarze zaznaczonych punktów) pomiar odkształceń podczas prób statycznych i zmęczeniowych. Dotyczyło to większości struktur opracowywanych dla projektów SAT-AM oraz ILX-27 technika ta był wykorzystywana do porównania rzeczywistych pól odkształceń z wynikami analiz numerycznych MES, zwiększając dokładność walidacji modeli obliczeniowych.

Badania Rezonansowe:

Badania rezonansowe były szczególnie istotne w przypadku śmigłowca ILX-27 umożliwiały określenie częstotliwości własnych konstrukcji oraz weryfikację modeli

dynamicznych opracowanych na etapie projektowania. Uzyskane wyniki stanowią podstawę oceny bezpieczeństwa eksploatacyjnego oraz odporności konstrukcji na wymuszenia dynamiczne. Badania przeprowadzono na etapie naziemnej weryfikacji konstrukcji, wykorzystując wcześniej opracowane modele numeryczne przygotowane w środowiskach CAD/CAE oraz analizowane z wykorzystaniem pakietów ANSYS i NASTRAN. Uzyskane wyniki pomiarowe porównano z predykcjami modeli MES, co umożliwiło ich kalibrację oraz zwiększenie wiarygodności analiz dynamicznych.

Podejście Building Block

Zarówno projekty SAT-AM, I-31T jak i rozwój konstrukcji ILX-27, wpisują się w stosowane w lotnictwie podejście *Building Block Approach*. Proces rozpoczyna się od badań materiałów i próbek, następnie obejmuje elementy konstrukcyjne, podzespoły, zespoły oraz pełnoskalowy demonstrator (TRL6). Takie podejście pozwala stopniowo redukować ryzyko techniczne i sukcesywnie zwiększać poziom wiarygodności modeli numerycznych.

Weryfikacja modeli numerycznych

W projektach SAT-AM, I-31T oraz ILX-27 szeroko wykorzystywano cyfrowe środowisko projektowe obejmujące modele CAD, analizy MES i CFD. Opracowano modele, DMU oraz wykonano analizy przepływowe, model obliczeniowe, analizy termiczne. Wyniki analiz numerycznych zgodnie z programem badań zostały zweryfikowane podczas badań stanowiskowych, prób naziemnych i badań w locie. Każdy z obiektów: samolot M28 z kompozytową gondolą, samolot I-31T czy bezzałogowy śmigłowiec ILX-27 weryfikowany był na początek numerycznie, cyfrowo a kolejno zgodnie z wytypowanymi przypadkami testowany na w rzeczywistych warunkach

6. Luka badawcza i uzasadnienie podjęcia tematyki

6.1. Wnioski wynikające ze stanu wiedzy

Analiza stanu wiedzy oraz aktualnych trendów rozwoju lotnictwa wskazuje, że współczesne projektowanie struktur lotniczych opiera się na coraz szerszym wykorzystaniu nowych, zaawansowanych materiałów kompozytowych, technologii przyrostowych, metod optymalizacji topologicznej oraz zintegrowanych narzędzi cyfrowych wspomagających projektowanie i analizy inżynierskie. W ostatnich latach szczególnego znaczenia nabrały środowiska CAD/CAE, analizy metodą elementów skończonych, obliczeniowa mechanika płynów oraz narzędzia umożliwiające wielokryterialną optymalizację konstrukcji. Rozwiązania te pozwalają znacząco skrócić czas opracowania nowych wyrobów, ograniczyć liczbę kosztownych prototypów fizycznych, wyeliminować znaczącą ilość błędów oraz zwiększyć efektywność procesu projektowego.

Jednocześnie doświadczenia zdobyte podczas realizacji projektów badawczo-rozwojowych wskazują, że wymienione narzędzia i technologie są często

wykorzystywane w sposób fragmentaryczny. Analizy materiałowe, modelowanie numeryczne, projektowanie konstrukcyjne, optymalizacja oraz badania eksperymentalne prowadzone są często jako odrębne działania, realizowane na różnych etapach procesu projektowego. W konsekwencji utrudnione staje się pełne wykorzystanie potencjału nowoczesnych metod inżynierskich, a proces weryfikacji i walidacji projektowanych struktur wymaga licznych iteracji oraz dodatkowych badań.
Szczególnie widoczne jest to w przypadku struktur samolotów lekkich (CS-23). Z jednej strony technologie te umożliwiają znaczną redukcję masy oraz poprawę właściwości eksploatacyjnych konstrukcji, z drugiej jednak generują nowe wyzwania związane z projektowaniem, analizą wytrzymałościową, oceną jakości wykonania, certyfikacją oraz przewidywaniem zachowania konstrukcji w warunkach eksploatacyjnych. Wymaga to uwzględnienia jednocześnie aspektów materiałowych, technologicznych, konstrukcyjnych i obliczeniowych już na wczesnym etapie procesu projektowego.
Doświadczenia zdobyte podczas realizacji projektów takich jak SAT-AM, modernizacja samolotu I-31T (ESPOSA) czy rozwój bezzałogowego demonstratora ILX-27 potwierdzają potrzebę stosowania zintegrowanego podejścia do projektowania i walidacji struktur lotniczych. W projektach tych wykorzystywano modele cyfrowe CAD, analizy MES i CFD, optymalizację geometrii, badania naziemne oraz próby w locie. Pokazały one, że największe korzyści można uzyskać poprzez połączenie wszystkich etapów procesu rozwoju produktu w jednolitą metodykę obejmującą projektowanie, modelowanie, optymalizację oraz eksperymentalną weryfikację konstrukcji.
Wyniki przeprowadzonej analizy stanu wiedzy prowadzą zatem do wniosku, że istnieje potrzeba opracowania spójnej metodyki projektowania i oceny struktur lotniczych, integrującej nowoczesne narzędzia obliczeniowe, technologie wytwarzania oraz metody walidacji eksperymentalnej.

6.2. Identyfikacja luki badawczej

Pomimo szerokiego rozwoju technologii kompozytowych, technologii przyrostowych oraz metod projektowania wspomaganego numerycznie, wciąż brakuje spójnej, praktycznie zweryfikowanej metodyki projektowania i oceny struktur lotniczych małych oraz modernizowanych statków powietrznych, która integrowałaby wymagania konstrukcyjne, ograniczenia technologii wytwarzania, dobór materiałów, optymalizację strukturalną oraz walidację eksperymentalną w warunkach zbliżonych do rzeczywistych.

6.3. Znaczenie luki dla projektowania struktur lotniczych

Luka projektowa - brak jednolitego podejścia do projektowania struktur już od początku z uwzględnieniem planowanej technologii wytwarzania, np. kompozytów bezautoklawowych, LMD/EBM, minimalnych grubości, orientacji włókien, kierunków budowy i ograniczeń geometrycznych.
Luka walidacyjna - niewystarczające powiązanie wyników analiz numerycznych z badaniami rzeczywistych struktur: próbami naziemnymi, próbami w locie, tomografią

komputerową, próbami wytrzymałościowymi i analizą uszkodzeń. Najnowsza publikacja (Pub.1) dotycząca technologii przyrostowych pokazuje np. redukcję masy elementów, ale jednocześnie ujawnia problemy pęknięć w elementach tytanowych wykrytych w badaniach tomograficznych, co dobrze uzasadnia potrzebę walidacji eksperymentalnej.

Luka aplikacyjna - modernizowane statki powietrzne mają inne ograniczenia kosztowe, produkcyjne i certyfikacyjne niż duże programy lotnicze. Dlatego też nie można prosto przenosić metod z dużych konstrukcji transportowych. Przykład I-31T pokazuje, że integracja nowego silnika wymagała równoczesnych zmian w układzie wlotowym powietrza, wydechowym, chłodzeniu, gondoli silnikowej, awionice i badaniach w locie.

Luka technologiczna - w strukturach kompozytowych i przyrostowych istotne są nie tylko parametry materiału, lecz także technologia wykonania, jakość procesu, powtarzalność, obsługowość, temperatura pracy i możliwość kontroli. Artykuł o kompozytowych osłonach gondoli silnikowej I-31T pokazuje, że projektowanie musiało uwzględniać warunki termiczne, obciążenia, przepływ powietrza, koszty, obsługę oraz wymagania CS-23.

6.4. Uzasadnienie naukowe podjęcia tematyki

Naukowe - ponieważ dotyczy opracowania i uporządkowania metodyki projektowania oraz oceny struktur.

Praktyczne - ponieważ ma znaczenie dla przemysłu lotniczego, możliwości modernizacji statków powietrznych, redukcji masy, kosztów, liczby części i czasu wytwarzania a zarazem wpływy na środowisko.

6.5. Uzasadnienie aplikacyjne i przemysłowe

Podjęcie zaproponowanej tematyki badawczej w zakresie metodyki projektowania i oceny struktur lotniczych wytwarzanych z wykorzystaniem nowych technologii jest uzasadnione zarówno z punktu widzenia aktualnego stanu wiedzy naukowej, jak i istotnych potrzeb praktycznych oraz rozwojowych współczesnego a zarazem przyszłego lotnictwa. Dynamiczny rozwój konstrukcji lotniczych, zaawansowanych materiałów oraz technologii wytwarzania powoduje, że istniejące rozwiązania projektowe, modele obliczeniowe oraz obowiązujące metodyki nie w pełni odpowiadają na aktualne wyzwania badawcze, eksploatacyjne i certyfikacyjne. Mając na uwadze w/w prowadzi to do luki badawczej: brak spójnej metodyki projektowania i oceny struktur lotniczych uwzględniającej jednocześnie materiały kompozytowe, technologie przyrostowe, projektowanie numeryczne i walidację eksperymentalną.

Istotnym krokiem naprzód jest rozwój nowoczesnych metod projektowych bazujących na oprogramowaniu CAD 3D (m.in. CATIA), wyposażonym w wyspecjalizowane narzędzia umożliwiające uwzględnienie aspektów technologicznych i produkcyjnych już na etapie projektowania, takich jak łączenia warstw, zakładki czy lokalne wzmocnienia (moduł

CATIA – CPD-Composite Production Design). Podejście to pozwala konstruktorowi na optymalne zaplanowanie sekwencji układania warstw kompozytu oraz świadome kształtowanie struktury pod kątem jej wytwarzalności i niezawodności. Rezultatem procesu jest kompletna i szczegółowa dokumentacja projektowa elementów struktury, uwzględniająca wymagania certyfikacyjne oraz przygotowanie technologiczne do procesu wytwarzania, co umożliwia ponowne wykorzystanie wyników projektu przy opracowywaniu kolejnych, bardziej złożonych konstrukcji lotniczych.

Zastosowanie materiałów kompozytowych oraz technologii przyrostowych zapewnia szeroką swobodę kształtowania właściwości struktury na poziomie materiałowym. Znajomość charakteru obciążeń oraz wymaganych parametrów eksploatacyjnych umożliwia projektowanie struktur pracujących w ściśle określony sposób, co prowadzi do redukcji masy poprzez odpowiedni dobór układu warstw, orientacji włókien oraz lokalnych wzmocnień jedynie w obszarach krytycznych z punktu widzenia wytrzymałości i trwałości.

Ponieważ każda część struktury posiada unikatowy identyfikator, możliwe jest jednoznaczne odwzorowanie konkretnego statku powietrznego jako zbioru zidentyfikowanych zespołów i komponentów. Takie podejście umożliwia generowanie, aktualizację oraz utrzymanie aktualnego modelu strukturalnego pojedynczego samolotu w ramach platformy zarządzania cyklem życia produktu (PLM- Product Lifecycle Management), co stanowi fundament wdrażania koncepcji np. Cyfrowego Bliźniaka dla struktur lub komponentów.

Projektowanie elementów kompozytowych oraz hybrydowych (kompozytowo-metalowych) realizowane jest zazwyczaj zgodnie z podejściem „building block", które zapewnia spełnienie wymagań wytrzymałościowych i odporności na uszkodzenia w gotowym komponencie. Metodyka ta pozwala na systematyczne uwzględnienie mechanizmów zniszczenia związanych z krzywiznami laminatów, zachowaniem połączeń, koncentracją naprężeń, odpornością ciepną, defektami produkcyjnymi oraz uszkodzeniami typu BVID (Barely Visible Impact Damage), które są trudne do przewidzenia przy użyciu uproszczonych, liniowych modeli MES na poziomie cześć/komponentu.

Wiedza pozyskana w toku stosowania tego podejścia – zarówno w zakresie badań eksperymentalnych jak i zaawansowanych analiz numerycznych – stanowi trwałą wartość dodaną procesu projektowego, możliwą do wykorzystania w przyszłych pracach badawczo-rozwojowych. Ma to szczególne znaczenie w kontekście wdrażania innowacyjnych technologii oraz skracania cyklu rozwoju nowych konstrukcji lotniczych przy jednoczesnym zachowaniu wysokiego poziomu bezpieczeństwa i zgodności z wymaganiami certyfikacyjnymi.

W kontekście rosnącego znaczenia wirtualnego projektowania, kompleksowych analiz numerycznych oraz podejścia *„building block"* w rozwoju i ocenie struktur lotniczych, naturalnym kierunkiem dalszego rozwoju jest szersze wykorzystanie modelowania i symulacji (M&S - Modeling & Simulation,) również w procesach certyfikacyjnych.

Chociaż obecne procedury certyfikacyjne pozostają istotne i powszechnie akceptowane, przemysł lotniczy powinien być przygotowany na to, aby metody M&S odgrywać będą coraz bardziej znaczącą rolę w przyszłych praktykach certyfikacyjnych.

6.6. Powiązanie luki badawczej z cyklem publikacji

Przedstawiony cykl publikacji stanowi bezpośrednią odpowiedź na zidentyfikowaną lukę badawczą dotyczącą braku kompleksowej metodyki obejmującej projektowanie, integrację, wytwarzanie oraz walidację nowoczesnych struktur i systemów lotniczych. Poszczególne publikacje tworzą spójny ciąg badawczy prowadzący od projektowania i weryfikacji konstrukcji wiropłatów bezzałogowych (ILX-27), poprzez integrację struktur, napędu i systemów pokładowych w samolocie I-31T realizowanym w projekcie ESPOSA, aż po rozwój i eksperymentalną walidację zaawansowanych struktur kompozytowych i przyrostowych w projekcie SAT-AM. W całym cyklu konsekwentnie rozwijane jest zintegrowane podejście obejmujące wykorzystanie narzędzi CAD/CAE/MES/CFD, technologie kompozytowe i przyrostowe, wykonanie demonstratorów technologii oraz ich walidację w badaniach naziemnych i w locie. Dzięki temu publikacje dokumentują przejście od projektowania pojedynczych elementów konstrukcyjnych do integracji i weryfikacji kompletnych systemów lotniczych w warunkach zbliżonych do rzeczywistej eksploatacji.

Proponowane podejście jest adresowane w szczególności do przemysłu lotniczego, zwłaszcza do finalnych producentów lotniczych (OEM), jako narzędzie umożliwiające opracowanie transparentnego i akceptowalnego dla organów regulacyjnych sposobu wykazywania zgodności w przypadkach, gdy metody M&S są wykorzystywane w certyfikacji struktur płatowca zgodnie ze Specyfikacjami Certyfikacyjnymi / Federalnymi Przepisami Lotniczymi (CS/FAR).

7. Główny problem badawczy

Pomimo rozwoju materiałów kompozytowych, technologii przyrostowych, narzędzi CAD/CAE, metod numerycznych MES i CFD oraz technik optymalizacji topologicznej, wciąż brakuje spójnego i kompleksowego podejścia integrującego projektowanie, wytwarzanie oraz walidację struktur lotniczych. Szczególnie widoczne jest to w przypadku nowoczesnych konstrukcji wykorzystujących materiały kompozytowe i technologie addytywne, gdzie poszczególne etapy procesu rozwoju wyrobu są często analizowane oddzielnie. Powoduje to trudności w skutecznym przenoszeniu wyników analiz numerycznych do praktyki inżynierskiej oraz ogranicza możliwość pełnego wykorzystania potencjału nowych technologii w projektowaniu statków powietrznych.

Zidentyfikowana luka badawcza stała się podstawą do sformułowania głównego problemu badawczego:

W jaki sposób opracować i zweryfikować metodykę projektowania oraz oceny struktur lotniczych, umożliwiającą efektywne wykorzystanie technologii kompozytowych i przyrostowych przy jednoczesnym spełnieniu wymagań wytrzymałościowych, eksploatacyjnych, technologicznych oraz walidacyjnych?

Problem ten nie odnosi się do wszystkich kategorii struktur lotniczych, lecz został świadomie zawężony do struktur małych (lotnictwa ograniczonego przepisami Certification Specifications 23 - CS23), modernizowanych oraz demonstracyjnych statków powietrznych. Zakres badań obejmuje między innymi śmigłowiec ILX-27, samolot I-31T oraz demonstratory technologiczne opracowane w ramach projektu SAT-AM (metalowa kabina i kompozytowa gondola). Takie ograniczenie zakresu pozwala na szczegółową analizę rzeczywistych problemów konstrukcyjnych przy jednoczesnym zachowaniu praktycznego charakteru prowadzonych badań.

Przedstawiony cykl publikacji stanowi spójną odpowiedź na sformułowany problem badawczy. Poszczególne prace obejmują kolejne etapy procesu rozwoju struktur lotniczych, począwszy od projektowania i analiz numerycznych, poprzez dobór materiałów oraz technologii wytwarzania, aż po wykonanie demonstratorów, badania naziemne, próby w locie oraz eksperymentalną walidację uzyskanych wyników. W publikacjach dotyczących śmigłowca ILX-27 przedstawiono zagadnienia związane z projektowaniem, analizami wytrzymałościowymi, badaniami rezonansowymi oraz walidacją konstrukcji. Prace dotyczące samolotu I-31T obejmują między innymi integrację silnika TP100, analizy konstrukcyjne, projektowanie kompozytowych osłon silnika. Z kolei publikacje poświęcone kompozytowym osłonom gondoli silnikowej koncentrują się na wykorzystaniu nowoczesnych materiałów, technologii bezautoklawowych oraz ich weryfikacji w warunkach eksploatacyjnych.

Szczególne znaczenie w kontekście rozwiązania postawionego problemu badawczego ma publikacja związana z projektem SAT-AM, prezentująca kompletny łańcuch postępowania obejmujący optymalizację topologiczną, technologie przyrostowe, kontrolę jakości z wykorzystaniem tomografii komputerowej, badania materiałowe oraz testy wytrzymałościowe. Publikacja ta łączy zagadnienia projektowania, wytwarzania i walidacji w ramach jednego spójnego procesu, stanowiąc zwieńczenie oraz praktyczną weryfikację opracowanej metodyki badawczej. Dzięki temu cały cykl publikacji tworzy logiczny i konsekwentny program badawczy prowadzący od identyfikacji luki badawczej do opracowania i eksperymentalnego potwierdzenia nowych metod projektowania oraz oceny struktur lotniczych.

8. Cel, zakres, hipoteza i pytania badawcze

8.1. Cel główny pracy

Celem głównym pracy jest opracowanie i weryfikacja metodyki projektowania oraz oceny struktur lotniczych wykorzystujących technologie kompozytowe i przyrostowe.

8.2. Cele szczegółowe

Częściowe działania badawcze zrealizowane w projektach i mające odzwierciedlenie w cyklu publikacji to:

- Analiza wymagań konstrukcyjnych została przeprowadzona w pracach dotyczących modernizacji samolotu I-31T oraz rozwoju demonstratora ILX-27, oraz projektu SAT-AM gdzie zidentyfikowano wymagania wytrzymałościowe, aerodynamiczne, eksploatacyjne i certyfikacyjne stanowiące podstawę dalszych działań projektowych.
- Opracowanie podejścia projektowego dla struktur kompozytowych zostało przedstawione w publikacjach dotyczących projektowania kompozytowych osłon I-31T, gondoli silnikowej M28 oraz elementów struktur lotniczych ILX-27, obejmując dobór materiałów, technologii wytwarzania oraz analizę ograniczeń konstrukcyjnych i technologicznych.
- Projektowanie pod technologie przyrostowe oraz zastosowanie optymalizacji topologicznej zostało rozwinięte w publikacji związanej z projektem SAT-AM, w której przedstawiono proces od wymagań konstrukcyjnych, funkcjonalnych do zoptymalizowanej geometrii komponentów przeznaczonych do wytwarzania metodami LMD i EBM.
- Wykonanie demonstratorów technologii zrealizowano zarówno w ramach projektu SAT-AM, obejmującego wytwarzanie addytywne elementów konstrukcyjnych, jak również podczas budowy i modernizacji demonstratorów lotniczych ILX-27 oraz I-31T.
- Badania eksperymentalne i ocena przydatności technologii obejmowały badania wytrzymałościowe, tomografię komputerową, badania rezonansowe, badania naziemne i próby w locie. Wyniki tych badań posłużyły do walidacji modeli numerycznych oraz oceny możliwości praktycznego zastosowania technologii kompozytowych i przyrostowych w konstrukcjach lotniczych.

W efekcie kolejne publikacje tworzą spójny ciąg badawczy obejmujący pełny proces rozwoju struktury lotniczej: od analizy wymagań i opracowania koncepcji projektowej, kolejne etapy projektowania, poprzez modelowanie i optymalizację, aż do wykonania demonstratorów oraz ich eksperymentalnej walidacji. Stanowi to bezpośrednią odpowiedź na zidentyfikowaną lukę badawczą dotyczącą braku zintegrowanej metodyki łączącej projektowanie, wytwarzanie i ocenę nowoczesnych struktur lotniczych.

8.3. Zakres pracy

Zakres pracy obejmuje opracowanie, analizę oraz weryfikację metodyki projektowania i oceny wybranych struktur lotniczych wykonanych z wykorzystaniem technologii kompozytowych i przyrostowych. Badania koncentrowały się na strukturach lotnictwa General Aviation (EASA CS23 - Maksymalna masa startowa (MTOW) dla kategorii CS-23 wynosi 5670 kg (12 500 lb) dla samolotów normalnych, użytecznych i akrobacyjnych oraz 8618 kg (19 000 lb) dla dwusilnikowych samolotów śmigłowych w kategorii komunikacyjnej (commuter), modernizowanych oraz demonstracyjnych statków powietrznych, stanowiących efektywne, reprezentatywne przykłady współczesnych i przyszłych wyzwań projektowych w lotnictwie.

Przedmiotem analiz są w szczególności konstrukcje opracowywane w ramach rozwoju demonstratorów np. śmigłowca ILX-27, modernizacji samolotu I-31T oraz demonstratorów technologicznych (kompozytowa gondola) realizowanych w projekcie SAT-AM. Zakres prac obejmuje zagadnienia związane z projektowaniem wspomaganym komputerowo, analizami numerycznymi CAD/CAE/MES/CFD, optymalizacją konstrukcji, doborem materiałów i technologii wytwarzania, a także walidacją rozwiązań poprzez badania eksperymentalne, w tym badania wytrzymałościowe, modalne, naziemne i w locie.

W ramach pracy analizowane były również problemy związane z wykorzystaniem materiałów kompozytowych oraz technologii przyrostowych w konstrukcjach lotniczych, ze szczególnym uwzględnieniem wpływu procesu wytwarzania na właściwości eksploatacyjne oraz możliwości integracji nowoczesnych metod projektowania z procesem ich walidacji.

Zakres pracy nie obejmuje jednak pełnego spektrum struktur stosowanych w lotnictwie, takich jak duże samoloty (CS25), samoloty komunikacyjne czy bezzałogowe statki powietrzne. Badania ograniczono do wybranych struktur reprezentujących stosunkowe małe (gondola, belka ogonowa, osłony silnika) elementy konstrukcyjne, dla których możliwe było przeprowadzenie pełnego procesu projektowania, wykonania i walidacji. Takie zawężenie zakresu pozwala na szczegółową analizę rzeczywistych problemów inżynierskich oraz ocenę skuteczności proponowanej metodyki projektowania i oceny struktur lotniczych w tym zakresie.

8.4. Hipoteza badawcza

Zastosowanie zintegrowanej metodyki projektowania i oceny struktur lotniczych, łączącej projektowanie geometryczne, analizy numeryczne, optymalizację strukturalną, dobór technologii kompozytowych i przyrostowych oraz walidację eksperymentalną, umożliwia opracowanie struktur o obniżonej masie i zwiększonej efektywności technologicznej, przy zachowaniu wymaganych kryteriów wytrzymałościowych, eksploatacyjnych i wytwarzalności.

8.5. Pytania badawcze

Jak uwzględniać ograniczenia technologii kompozytowych i przyrostowych w projektowaniu?

W przypadku struktur kompozytowych konieczne jest uwzględnienie anizotropii materiału, możliwości układania warstw, promieni gięcia oraz wymagań związanych z procesem utwardzania. Z kolei dla technologii przyrostowych kluczowe znaczenie mają orientacja budowy, konieczność stosowania podpór, odkształcenia termiczne, porowatość oraz jakość uzyskiwanej mikrostruktury.
Wyniki uzyskane podczas realizacji projektów I-31T, ILX-27 oraz SAT-AM potwierdziły, że integracja analiz CAD, MES, CFD, optymalizacji topologicznej oraz badań eksperymentalnych pozwala skutecznie identyfikować i minimalizować wpływ tych ograniczeń jeszcze przed wykonaniem prototypu. Takie podejście umożliwia ograniczenie liczby iteracji projektowych, poprawę jakości wytwarzanych elementów oraz zmniejszenie kosztów i czasu do spełnienia wymagań certyfikacyjnych i eksploatacyjnych.

Czy optymalizacja topologiczna pozwala zmniejszyć masę?

Wyniki badań potwierdziły, że z technologie przyrostowe a w tym kluczowa optymalizacja topologiczna umożliwiają redukcję masy oraz zwiększenie możliwości projektowania konstrukcji lotniczych. Jednocześnie należy pamiętać o specyficznych ograniczeń technologicznych oraz właściwości materiałowych już na etapie projektowania. Badania przeprowadzone w ramach projektu SAT-AM wykazały, że optymalizacja topologiczna pozwala na znaczącą redukcję masy przy zachowaniu wymagań wytrzymałościowych konstrukcji ale przy bardzo dokładnej analizie numerycznej. Największe korzyści można uzyskać przy jednoczesnym uwzględnieniu ograniczeń wynikających z procesu wytwarzania addytywnego połączonej 1:1 do z analizami MES. Pozwala to na opracowanie geometrii niemożliwych do wykonania metodami konwencjonalnymi a zarazem spełniającej kryteria masowe.

Jakie ograniczenia ujawniają badania eksperymentalne?

Wyniki badań eksperymentalnych wykazały, że rzeczywiste zachowanie konstrukcji może w niektórych przypadkach odbiegać od przewidywań modeli numerycznych na skutek wpływu procesów technologicznych, niedoskonałości wykonania oraz zmienności właściwości materiałowych. Szczególnie istotne są zjawiska związane z anizotropią materiałów kompozytowych, porowatością, nieciągłościami materiałowymi oraz odkształceniami powstającymi podczas procesu wytwarzania.
Badania wytrzymałościowe, tomografia komputerowa, badania rezonansowe, próby naziemne oraz badania w locie umożliwiły identyfikację tych ograniczeń oraz weryfikację

poprawności przyjętych założeń projektowych. Uzyskane wyniki potwierdziły, że eksperymentalna walidacja, próba statyczna gondoli do samolotu M28, próba statyczna łoża do samolotu I-31T nadal stanowi(choć już w coraz mniejszym zakresie) niezbędny element procesu projektowania, pozwalający na kalibrację, dostosowanie modeli numerycznych i zwiększenie wiarygodności prognozowania zachowania konstrukcji w warunkach eksploatacyjnych. Za przykład może tu posłużyć dążenie do weryfikacji struktury poprzez bliźniaki cyfrowe oraz coraz bliższej przyszłości wizja wirtualnej certyfikacji

Czy wyniki z różnych projektów można uogólnić do jednej metodyki?

Wyniki uzyskane dla bezzałogowego śmigłowca ILX-27, samolotu I-31T oraz demonstratorów SAT-AM potwierdzają możliwość scalenia do jednej metodyki ale w zakresie danej obszaru np. samoloty kategorii CS-23. Tak, również wyniki uzyskane w różnych projektach mogą zostać uogólnione do jednej metodyki, jeżeli mimo odmiennych obiektów badań opierają się na wspólnym schemacie postępowania obejmującym modelowanie, projektowanie, wykonanie demonstratora oraz jego walidację eksperymentalną. W analizowanym cyklu publikacji, od ILX-27 przez I-31T (ESPOSA) do SAT-AM, konsekwentnie stosowano podobne narzędzia i etapy rozwoju technologii, obejmujące wykorzystanie metod CAD/CAE, integrację systemów, badania naziemne oraz próby w locie. Pozwala to na sformułowanie spójnej metodyki projektowania, integracji i weryfikacji nowoczesnych struktur oraz systemów lotniczych, mającej zastosowanie do danej kategorii statków powietrznych i technologii.

8.6. Sposób weryfikacji hipotezy

Potwierdzenie hipotezy badawczej nastąpiło poprzez wykazanie, że zintegrowane wykorzystanie narzędzi CAD/CAE, analiz MES i CFD, optymalizacji topologicznej, technologii kompozytowych i przyrostowych oraz testowania umożliwia opracowanie struktur lotniczych spełniających założone wymagania konstrukcyjne, technologiczne i eksploatacyjne, certyfikacyjne. Weryfikacja została przeprowadzona na podstawie wyników badań demonstratorów lotnych: ILX-27,I-31T, SAT-AM obejmujących badania naziemne, próby w locie, badania nieniszczące, tomografię, badania wytrzymałościowe oraz porównanie wyników eksperymentalnych z rezultatami modeli numerycznych i wymaganiami projektowymi.

9. Metodyka projektowania, wytwarzania i walidacji struktur lotniczych

9.1. Ogólny schemat przyjętej metodyki

Przyjęta metodyka badawcza obejmuje identyfikację wymagań i założeń projektowych, opracowanie koncepcji rozwiązania, przeprowadzenie analiz i badań oraz walidację uzyskanych wyników. Metodyka ma charakter iteracyjny, co oznacza, że wyniki kolejnych etapów stanowią podstawę do weryfikacji wcześniejszych założeń oraz doskonalenia opracowywanego rozwiązania.
Proces badawczy realizowano według następującego schematu:

Wymagania → projekt koncepcyjny → model CAD → analizy numeryczne → dobór materiału i technologii → projekt wykonawczy (PDR, CDR) → wytwarzanie → kontrola jakości → badania eksperymentalne → walidacja → wnioski projektowe.

Takie podejście umożliwiło kompleksowe prowadzenie prac od etapu definiowania potrzeb i ograniczeń projektowych do etapu wykonania i oceny demonstratorów technologii.

9.2. Identyfikacja wymagań konstrukcyjnych, eksploatacyjnych i technologicznych

Pierwszym etapem metodyki była identyfikacja wymagań konstrukcyjnych, eksploatacyjnych i technologicznych. Analizowano warunki pracy projektowanych elementów, występujące obciążenia, wymagania wytrzymałościowe, masowe oraz ograniczenia wynikające z możliwości zastosowanych technologii wytwarzania. Uwzględniano również wymagania certyfikacyjne, eksploatacyjne i produkcyjne, które wpływały na dalsze decyzje projektowe. Na podstawie zebranych informacji definiowano kryteria projektowe stanowiące punkt wyjścia do opracowania koncepcji konstrukcji.

9.3. Projektowanie geometryczne i modelowanie CAD/CAE

Na podstawie zdefiniowanych wymagań opracowywano modele geometryczne 3D projektowanych elementów i zespołów z wykorzystaniem środowisk CAD/CAE. Proces obejmował przygotowanie modeli parametrycznych, budowę modeli komponentów oraz weryfikację wzajemnych tolerancji części w obszarze Digital Mock-Up. Modele CAD stanowiły podstawę do prowadzenia analiz numerycznych oraz przygotowania dokumentacji konstrukcyjnej i technologicznej.

9.4. Analizy numeryczne: MES, CFD i optymalizacja strukturalna

W celu oceny właściwości mechanicznych projektowanych konstrukcji wykorzystywano numeryczne metody obliczeniowe, obejmujące przede wszystkim analizy metodą

elementów skończonych oraz numeryczną mechanikę płynów. Analizy MES służyły do oceny stanu naprężeń, odkształceń konstrukcji. Analizy CFD wykorzystywano do oceny zjawisk przepływowych, wymiany ciepła oraz efektywności układów aerodynamicznych i chłodzących. W wybranych przypadkach stosowano również optymalizację strukturalną i topologiczną, umożliwiającą redukcję masy konstrukcji przy zachowaniu wymaganych parametrów wytrzymałościowych.

9.5. Metodyka projektowania struktur kompozytowych

W przypadku struktur kompozytowych metodyka obejmowała przygotowanie powierzchni bazowej projektowanego elementu, definiowanie układu warstw materiału kompozytowego, określenie orientacji włókien oraz opracowanie biblioteki materiałowej. Dodatkowo definiowano lokalne układy współrzędnych niezbędne do prawidłowego odwzorowania kierunkowych właściwości materiału oraz przygotowywano rozwinięcia technologiczne służące do wykonania rozkrojów i dokumentacji produkcyjnej.
Takie podejście umożliwiało powiązanie geometrii konstrukcji z wymaganiami procesu wytwarzania, ocenę wykonalności technologicznej oraz późniejszą kontrolę poprawności wykonania elementów. Metodyka została wykorzystana między innymi podczas projektowania kompozytowych osłon gondoli silnikowej oraz innych struktur lotniczych wykonanych w technologii prepregowej i Out-of-Autoclave (OoA).

9.6. Metodyka projektowania elementów pod technologie przyrostowe

Projektowanie elementów przeznaczonych do wytwarzania przyrostowego prowadzono zgodnie z zasadami „Design for Additive Manufacturing” (DfAM). Proces obejmował opracowanie geometrii wyjściowej, definiowanie przestrzeni projektowej, przeprowadzenie optymalizacji topologicznej oraz uwzględnienie ograniczeń wynikających z technologii wytwarzania.
Prace opisane w Pub.1 obejmowały między innymi zastosowanie optymalizacji topologicznej w środowisku inżynierskim CATIA, przygotowanie modelu do technologii druku, wykonanie demonstratora technologii oraz jego ocenę eksperymentalną. Metodyka obejmowała również badania tomograficzne, próby statyczne. Uzyskane wyniki wykazały zgodność z założeniami oraz możliwość znaczącej redukcji masy przy zachowaniu wymaganej wytrzymałości konstrukcji.

9.7. Wytwarzanie demonstratorów technologii

Po zakończeniu etapu projektowania i analiz wykonywano/wyprodukowano demonstratory technologii stanowiące fizyczne potwierdzenie poprawności przyjętych rozwiązań. W zależności od rodzaju konstrukcji stosowano technologie kompozytowe (osłony silnika), przyrostowe (okucia) oraz konwencjonalne technologie obróbki materiałów. Proces wytwarzania obejmował przygotowanie dokumentacji technicznej, wykonanie oprzyrządowania, realizację procesów specjalnych jak też wytwarzanie oraz montaż demonstratorów przeznaczonych do dalszych badań.

9.8. Kontrola jakości i badania nieniszczące

W procesie kontroli jakości i badań demonstratorów zastosowano procesy lotnicze odnoszące się do dokumentacji jakościowej w postaci EASA Form 1 i Certificate of Conformity (CoC). Umożliwiło to prowadzenie badań w warunkach odpowiadających wymaganiom certyfikacyjnym oraz zapewniło pełną identyfikowalność zastosowanych materiałów i podzespołów. Wykorzystywano również metody pomiarowe oraz techniki badań nieniszczących NDT odpowiednie dla analizowanego typu konstrukcji. W przypadku elementów kompozytowych stosowano między innymi inspekcje wizualne, pomiary geometryczne oraz badania ultradźwiękowe, natomiast dla elementów metalowych wykonywano również kontrole tomograficzne, fluorescencyjne i pomiary wymiarowe. Wyniki kontroli stanowiły podstawę dopuszczenia elementów do dalszych badań prób.

9.9. Badania eksperymentalne, naziemne i w locie

Opracowane rozwiązania konstrukcyjne poddawano badaniom eksperymentalnym odpowiadającym warunkom ich rzeczywistej eksploatacji. Zakres badań obejmował testy laboratoryjne, stanowiskowe, naziemne oraz badania w locie.

Przykładem zastosowania metodyki był projekt samolotu I-31T, w którym wykorzystano środowisko DMU, modelowanie 3D, analizy CFD oraz obliczenia dotyczące układów wlotowego, wydechowego i chłodzenia, a także projektowanie kompozytowych osłon gondoli silnikowej. Realizacja badań prowadzona była zgodnie z zatwierdzonym przez Urząd Lotnictwa Cywilnego (ULC) programem prób, obejmującym zarówno badania naziemne, jak i próby w locie wykonywane według zdefiniowanych procedur i kryteriów. Uzyskane wyniki stanowiły podstawę do weryfikacji zgodności demonstratorów z wymaganiami technicznymi, eksploatacyjnymi i bezpieczeństwa oraz potwierdzenia poprawności przyjętych rozwiązań konstrukcyjnych i integracyjnych.

Analogiczne podejście zastosowano w Pub 3 dotyczącej kompozytowej osłony gondoli silnikowej, gdzie przeprowadzono dobór materiałów, analizę ograniczeń termicznych oraz opracowano technologię wykonania w procesie Out-of-Autoclave. Weryfikację przeprowadzono poprzez pomiary temperatur podczas prób naziemnych oraz badań w locie.

9.10. Kryteria oceny skuteczności metodyki

Skuteczność przyjętej metodyki oceniano na podstawie stopnia spełnienia zdefiniowanych wymagań konstrukcyjnych, eksploatacyjnych i technologicznych. Kryteria oceny obejmowały w szczególności:

- zgodność parametrów konstrukcji z wymaganiami projektowymi,
- redukcję masy przy zachowaniu wymaganej wytrzymałości i sztywności,
- poprawność technologicznego wykonania elementów,
- zgodność wyników analiz numerycznych z wynikami badań eksperymentalnych,
- możliwość wdrożenia opracowanych rozwiązań w praktyce inżynierskiej.

Przyjęta metodyka umożliwiła przejście od identyfikacji wymagań konstrukcyjnych do wykonania i walidacji demonstratorów technologii, a jej skuteczność została zweryfikowana na przykładach struktur kompozytowych i metalowych elementów wytwarzanych przyrostowo.

10. Logika i spójność tematyczna cyklu publikacji

10.1. Wspólna oś badawcza cyklu

Wszystkie publikacje składające się na przedstawiony cykl badawczy koncentrują się na opracowaniu i weryfikacji metodyki projektowania, analizowania, wytwarzania oraz walidacji nowoczesnych konstrukcji lotniczych. Wspólnym obszarem prac jest wykorzystanie zintegrowanego procesu obejmującego identyfikację wymagań, modelowanie CAD/CAE, analizy numeryczne, dobór materiałów i technologii, wykonanie demonstratorów oraz ich eksperymentalną weryfikację. Poszczególne etapy badań stanowią naturalną kontynuację i rozwinięcie zdobywanych doświadczeń projektowych.

10.2. Etap I - projektowanie i badania struktur bezzałogowego śmigłowca ILX-27

Pierwszy etap obejmował projektowanie oraz badania struktur bezzałogowego śmigłowca ILX-27. Prace koncentrowały się na opracowaniu geometrii elementów konstrukcyjnych, analizach wytrzymałościowych i integracji podzespołów śmigłowca. Uzyskane doświadczenia pozwoliły na rozwinięcie procedur modelowania CAD, wykorzystania metod MES oraz walidacji konstrukcji w rzeczywistych warunkach eksploatacyjnych.

10.3. Etap II - projektowanie i walidacja kompozytowych osłon gondoli silnikowej

Kolejny etap dotyczył opracowania metodyki projektowania struktur kompozytowych na przykładzie osłon gondoli silnikowej. Zakres prac obejmował dobór materiałów, projektowanie kompozytu, analizy termiczne i wytrzymałościowe oraz opracowanie technologii wytwarzania w procesie Out-of-Autoclave. Poprawność przyjętych rozwiązań zweryfikowano podczas badań naziemnych i prób w locie projekty I-31T i SAT-AM, potwierdzając możliwość zastosowania lekkich struktur kompozytowych w warunkach eksploatacji lotniczej.

10.4. Etap III - integracja struktury, napędu i systemów pokładowych

Trzeci etap obejmował integrację elementów strukturalnych z układami napędowymi i systemami pokładowymi statku powietrznego. W ramach prac realizowanych między innymi podczas modernizacji samolotu I-31T prowadzono analizy CFD dotyczące układów wlotowych powietrza do silnika, wydechowych i chłodzenia oraz oceniano wzajemne oddziaływanie poszczególnych podsystemów. Etap ten rozszerzył metodykę o zagadnienia integracji wielodyscyplinarnej i walidacji kompletnych rozwiązań lotniczych.

10.5. Etap IV - technologie przyrostowe i optymalizacja struktur lotniczych

Ostatni etap dotyczył zastosowania technologii przyrostowych w projektowaniu lekkich konstrukcji lotniczych projekt SAT-AM. Wykorzystano metody optymalizacji topologicznej oraz zasady Design for Additive Manufacturing do opracowania elementów przeznaczonych do wytwarzania metodą Laser Metal Deposition. Oprócz analiz numerycznych przeprowadzono badania tomograficzne i wytrzymałościowe, które potwierdziły możliwość redukcji masy przy zachowaniu wymaganych parametrów użytkowych.

10.6. Podsumowanie spójności cyklu publikacji

Przedstawiony cykl publikacji tworzy spójną ścieżkę rozwoju metodyki projektowania nowoczesnych konstrukcji lotniczych. Poszczególne etapy obejmują kolejne poziomy złożoności zagadnienia: od projektowania struktur lotniczych, poprzez technologie kompozytowe i integrację systemów, aż do wykorzystania technologii przyrostowych i metod optymalizacji. W rezultacie opracowano i zweryfikowano kompleksowe podejście umożliwiające projektowanie, wykonanie oraz walidację zaawansowanych demonstratorów technologii lotniczych.

11. Omówienie publikacji stanowiących cykl rozprawy

11.1. Publikacja 1 - technologie przyrostowe i demonstrator SAT-AM

I. Pełne dane publikacji

Guła P, Dudziak J, Ulma D, Żółtak J, Chiariello A, Łusiak T. "*Design and Evaluation of Additive Manufacturing Technologies for Innovative Aviation Structures*."

II. Cel publikacji

Praca dotyczyła opracowania i walidacji metodyki projektowania oraz wytwarzania elementów struktur lotniczych z zastosowaniem technologii przyrostowych, ukierunkowanej na zwiększenie efektywności konstrukcyjnej i produkcyjnej lekkich statków powietrznych.

III. Zakres badań

Publikacja dotyczyła zastosowania technologii przyrostowych do projektowania, wytwarzania i badań elementów demonstratora kabiny wytwarzanych w technologiach przyrostowych oraz oceny potencjału tych technologii w procesie produkcji konstrukcji lotniczych

IV. Zastosowane metody

- projektowanie elementów demonstratora kabiny CAD/MES z wykorzystaniem technologii przyrostowych (AM),
- dobór materiałów i technologii wytwarzania addytywnego,
- opracowanie narzędzi i metodyki projektowania dla technologii przyrostowych
- wytwarzanie prototypowych komponentów demonstratora,
- badania i testy weryfikacyjne wykonanych elementów,
- analiza techniczna i ocena korzyści wynikających z wdrożenia technologii w konstrukcjach lotniczych.

V. Najważniejsze wyniki

Opracowanie i walidacja metodologii stosowania technologii AM w konstrukcjach lotniczych, potwierdzenie możliwości redukcji masy i kosztów produkcji oraz wykazanie potencjału wdrożenia technologii addytywnych w produkcji małych statków powietrznych.

VI. Rola publikacji w cyklu rozprawy

Publikacja podsumowuje opracowanie i walidację metodyki wykorzystania technologii addytywnych w projektowaniu i wytwarzaniu struktur lotniczych, stanowiąc podstawę części rozprawy dotyczącej doboru technologii addytywnych oraz integracji całego procesu projektowania, produkcji i walidacji eksperymentalnej.

VII. Wkład doktoranta

Współpraca przy metodyce zastosowania technologii AM w konstrukcjach lotniczych, dobór rozwiązań konstrukcyjnych i technologicznych, udział w integracji demonstratora, sformułowaniu wniosków dotyczących wdrożenia technologii addytywnych

11.2. Publikacja 2 - integracja silnika turbośmigłowego TP100 z I-31T

I. Pełne dane publikacji

Guła P, Ulma D, Żurek K, Żurawski R (2019), "Challenges of turboprop engine installation on small aircraft". *Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal*, Vol. 91 No. 7 pp. 938–948, doi: https://doi.org/10.1108/AEAT-09-2017-0198

II. Cel publikacji

Celem publikacji było opracowanie i zweryfikowanie metodyki integracji silnika turbośmigłowego z małym samolotem, obejmującej projektowanie kluczowych elementów instalacji napędowej, w tym wlotu powietrza, układu wydechowego oraz kompozytowych osłon silnika, a także niezbędne modyfikacje płatowca. Opracowane

rozwiązania poddano kompleksowej walidacji poprzez badania naziemne i próby w locie, oceniając ich wpływ na osiągi, właściwości eksploatacyjne oraz możliwości zastosowania napędów turbośmigłowych w lotnictwie GA.

III. Zakres badań

Zakres badań obejmował projektowanie, integrację i eksperymentalną weryfikację zabudowy silnika turbośmigłowego w małym samolocie, ze szczególnym uwzględnieniem układu chłodzenia, wlotów powietrza, osłon kompozytowych, modyfikacji płatowca oraz oceną osiągów podczas badań naziemnych i prób w locie

IV. Zastosowane metody

Zastosowano metody projektowania i integracji instalacji napędowej, analizy konstrukcyjne, badania naziemne oraz próby w locie służące weryfikacji wpływu zabudowy silnika turbośmigłowego na konstrukcję i osiągi małego samolotu.

V. Najważniejsze wyniki

W publikacji zweryfikowano metodykę integracji silnika turbośmigłowego ze statkiem powietrznym, obejmującą analizę układu napędowego, konstrukcji płatowca oraz oddziaływań aerodynamicznych. Przeprowadzone analizy wykazały możliwość skutecznego wykorzystania metodyki projektowania w komponentach kompozytowych (osłony wlot powietrza) przy zachowaniu wymagań wytrzymałościowych, eksploatacyjnych i aerodynamicznych. Otrzymane wyniki to m.in. skrócenie czasu projektowania oraz kosztów wytwarzania zaprojektowanych elementów.

VI. Rola publikacji w cyklu rozprawy

Publikacja dotycząca integracji silnika turbośmigłowego TP100 z samolotem I-31T stanowi rozszerzenie metodyki projektowania z poziomu pojedynczych struktur na poziom integracji całego statku powietrznego. Przedstawiono w niej proces jednoczesnego projektowania i optymalizacji struktury płatowca, układu napędowego, chłodzenia oraz układu dolotowego powietrza do silnila, uwzględniający ich wzajemne oddziaływania. Opracowane rozwiązania zostały zweryfikowane zarówno w analizach inżynierskich, jak i podczas prób naziemnych oraz badań w locie. Publikacja potwierdza możliwość skutecznego wykorzystania zintegrowanego podejścia projektowego w rozwoju nowoczesnych lekkich konstrukcji lotniczych i stanowi istotny element walidacji zaproponowanej metodyki badawczej.

VII. Wkład doktoranta

Wkład autora w publikacji to m.in. projektowanie elementów wlotów powietrza o, a także współpraca przy analizach ich wzajemnych oddziaływań z osłonami silnikowymi.

Przeprowadzenie analiz inżynierskich oraz udział w przygotowaniu i realizacji prób naziemnych i badań w locie. Wkład obejmował również interpretację wyników badań po zakończeniu kolejnych etapów.

11.3. Publikacja 3 - projektowanie i wytwarzanie gondoli kompozytowych

I. Pełne dane publikacji

Dudziak J, Guła P, Gawlik A, Kondracki J. Design and manufacture of nacelles for small turboprop aircraft. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*. 2017;231(12):2239-2247. doi:10.1177/0954410017725544

II. Cel publikacji

Celem publikacji było przedstawienie zrealizowanych prac w zakresie projektowanie, wykonanie kompozytowych osłon silnikowych dla samolotu I-31T z silnikiem turbośmigłowym TP100 w ramach projektu ESPOSA. Badania koncentrowały się na dostosowaniu geometrii gondoli do wymagań aerodynamicznych i termicznych zespołu napędowego oraz ocenie możliwości zastosowania technologii prepreg do ich wytwarzania. Poprawność przyjętych rozwiązań zweryfikowano poprzez analizy CFD, badania naziemne i próby w locie, ze szczególnym uwzględnieniem warunków chłodzenia oraz rozkładu temperatur we wnętrzu przestrzeni silnikowej.

III. Zakres badań

Zakres badań obejmował projektowanie, wytwarzanie oraz eksperymentalną weryfikację kompozytowych osłon silnikowych dla samolotu I-31T z silnikiem turbinowym TP100. Przeprowadzono analizy CFD w celu optymalizacji geometrii osłon i oceny warunków przepływu oraz chłodzenia zespołu napędowego, a następnie opracowano dokumentację modelową 3d i techniczną 2d dla technologii wytwarzania elementów z prepregów.

IV. Zastosowane metody

W badaniach zastosowano zintegrowane podejście łączące narzędzia CAD/CAE, analizy MES i CFD, technologie kompozytowe do projektowania i wytwarzania struktur lotniczych. Opracowane rozwiązania poddano optymalizacji konstrukcyjnej oraz walidacji eksperymentalnej, badań naziemnych i prób w locie przeprowadzonych na demonstratorze.

V. Najważniejsze wyniki

Opracowano i zweryfikowano nową konstrukcję kompozytowych gondoli silnikowych dla samolotu I-31T z wykorzystaniem technologii prepregów utwardzanych poza

autoklawem. Zastosowanie prepregów OoA pozwoliło na redukcję masy osłon oraz ograniczenie liczby elementów konstrukcyjnych w porównaniu z technologią laminowania ręcznego (wet lay-up). Na podstawie analiz aerodynamicznych i termicznych opracowano konstrukcję składającą się z kompozytu w części przedniej oraz struktury przekładkowej w części tylnej, uzupełnioną stalową osłoną termiczną chroniącą osłony przed wysoką temperaturą silnika.

VI. Rola publikacji w cyklu rozpraw

Publikacja stanowi jeden z pierwszych etapów walidacji metodyki projektowania struktur lotniczych z wykorzystaniem technologii kompozytowych oraz narzędzi CAD, CFD i CAE. Przedstawia proces opracowania, wytworzenia i badań kompozytowych osłon silnikowych dla samolotu I-31T, uwzględniając jednocześnie wymagania aerodynamiczne, termiczne, konstrukcyjne i technologiczne. Wyniki potwierdziły możliwość skutecznego zastosowania nowoczesnych technologii prepregowych OoA do redukcji masy konstrukcji oraz integracji osłon silnika z układem napędowym. Publikacja tworzy podstawę dla późniejszych prac rozwijających zintegrowane podejście do projektowania i walidacji całych struktur.

VII. Wkład doktoranta

Doktorant uczestniczył w opracowaniu projektu koncepcyjnego osłon silnikowych dla samolotu I-31T oraz w integracji osłon silnika z płatowcem i zespołem napędowym TP100. Odpowiadał za przygotowanie modeli CAD, współudział przy weryfikacji analiz aerodynamicznych CFD oraz opracowanie dokumentacji konstrukcyjnej i technologicznej.

11.4. Publikacja 4 - integracja glass cockpit w I-31T

I. Pełne dane publikacji

Dudziak J, Guła P (2017), "Design practice in the translation traditional and glass cockpit based on General Aviation I-31T aircraft". *Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal*, Vol. 89 No. 6 pp. 749–756, doi: https://doi.org/10.1108/AEAT-04-2016-0058

II. Cel publikacji

Celem publikacji było opracowanie i zweryfikowanie metodyki projektowanie w zakresie kompleksowej integracji nowego układu napędowego TP100 oraz cyfrowego systemu awioniki typu glass cockpit w modernizowanym samolocie I-31T. Badania koncentrowały się na zapewnieniu spójności funkcjonalnej, ergonomicznej i eksploatacyjnej pomiędzy płatowcem, napędem, awioniką oraz s pilotem.

III. Zakres badań

Zakres badań obejmował integrację cyfrowego systemu awioniki z modernizowanym samolotem I-31T wyposażonym w silnik turbośmigłowy TP100. Prace obejmowały projektowanie nowej architektury kokpitu (w tym kompozytowej struktury wewnętrznej), dobór urządzeń pokładowych i ich integrację z płatowcem oraz napędem. Finalnie zakres badań dotyczył też weryfikacji przeprowadzonej podczas badań naziemnych i prób w locie.

IV. Zastosowane metody

Zastosowano narzędzia CAD do projektowania i integracji wyposażenia kabiny oraz analizę dostępnych systemów awionicznych pod kątem wymagań technicznych, ergonomicznych, eksploatacyjnych i kosztowych. Opracowane rozwiązania poddano walidacji podczas badań naziemnych i prób w locie, obejmujących ocenę funkcjonalności systemu oraz ergonomii pracy pilota.

V. Najważniejsze wyniki

Opracowano i zintegrowano nowy system glass cockpit współpracujący z napędem turbośmigłowym TP100 oraz pozostałymi systemami pokładowymi samolotu I-31T. Wykazano skuteczność wykorzystania narzędzi projektowania 3D w procesie modernizacji i integracji złożonych systemów konstrukcyjnych i awionicznych statków powietrznych kategorii GA. Badania naziemne i w locie potwierdziły spełnienie wymagań technicznych, operacyjnych i ergonomicznych oraz poprawność działania systemów pokładowych.

VI. Rola publikacji w cyklu rozpraw

Publikacja stanowi element cyklu związany z integracją systemową modernizowanego statku powietrznego, rozszerzając metodykę projektowania poza zagadnienia konstrukcyjne i materiałowe. Przedstawia proces kompleksowej integracji napędu, awioniki oraz interfejsu człowiek-statek powietrzny w ramach jednego demonstratora lotniczego. Publikacja potwierdza możliwość stosowania zintegrowanego podejścia do projektowania i walidacji nowoczesnych statków powietrznych, obejmującego zarówno strukturę, jak i systemy pokładowe.

VII. Wkład doktoranta

Doktorant uczestniczył w opracowaniu koncepcji modernizacji samolotu I-31T, projektowaniu i integracji systemu glass cockpit z płatowcem oraz układem napędowym TP100. Brał udział w przygotowaniu modeli i dokumentacji projektowej, realizacji badań naziemnych i prób w locie oraz analizie uzyskanych wyników. Współuczestniczył w interpretacji rezultatów badań i przygotowaniu publikacji.

11.5. Publikacja 5 - projekt, badania i wykonanie ILX-27

I. Pełne dane publikacji

Guła P. , Gorecki T. „Projekt, badania i wykonanie polskiego bezzałogowego śmigłowca ILX-27” *Transactions of the Institute of Aviation* Vol.5-6 (pp. 232-233)

II. Cel publikacji

Celem publikacji było przedstawienie zrealizowanych prac w projekcie bezzałogowego śmigłowca w tym opracowanie, wykonanie i eksperymentalna weryfikacja demonstratora technologii. Badania koncentrowały się na integracji rozwiązań konstrukcyjnych, technologii kompozytowych oraz układów napędowych i sterowania w ramach kompletnej platformy bezzałogowej.

III. Zakres badań

Zakres badań obejmował projektowanie i wykonanie bezzałogowego śmigłowca ILX-27 z wykorzystaniem narzędzi CAD/CAM oraz analiz MES. Prace objęły opracowanie kompozytowej struktury kadłuba śmigłowca, kratownicy nośnej, układu wirnikowego oraz elementów wykonanych z wykorzystaniem technologii CNC, a także analizy aerodynamiczne wybranych podzespołów. Przeprowadzono badania naziemne, w tym badania rezonansowe, próby w rotundzie oraz weryfikację konstrukcji podczas pierwszych prób w locie.

IV. Zastosowane metody

W pracach wykorzystano narzędzia CAD/CAM do projektowania i przygotowania dokumentacji konstrukcyjnej oraz metody MES (do analiz dynamicznych i rezonansowych konstrukcji.

V. Najważniejsze wyniki

Opracowano i wykonano demonstrator technologii ILX-27, wykorzystując narzędzia CAD/CAM, analizy MES oraz technologie kompozytowe do projektowania i wytwarzania struktury śmigłowca. Zweryfikowano poprawność rozwiązań konstrukcyjnych poprzez analizy rezonansowe, badania naziemne w rotundzie oraz próby w locie, potwierdzając bezpieczeństwo i poprawne własności dynamiczne konstrukcji. Uzyskane wyniki potwierdziły możliwość budowy krajowej bezzałogowej platformy śmigłowcowej o modułowej konstrukcji i szerokich możliwościach zastosowania.

VI. Rola publikacji w cyklu rozpraw

Publikacja stanowi etap walidacji kompleksowej metodyki rozwoju statku powietrznego, obejmującej projektowanie CAD, analizy MES, technologie kompozytowe, wykonanie

demonstratora oraz badania naziemne i w locie. Praca dokumentuje przejście od projektu struktury do integracji kompletnego statku powietrznego i jego eksperymentalnej weryfikacji.

VII. Wkład doktoranta

Wkład autora to: projektowanie konstrukcji z wykorzystaniem narzędzi CAD/CAM oraz analizy numeryczne. Opracowanie dokumentacji technicznej, wykonanie elementów kompozytowych i metalowych demonstratora, przygotowaniu i realizacji badań naziemnych oraz analizie wyników.

11.6. Publikacja 6 - bezzałogowy śmigłowiec do zadań specjalnych

I. Pełne dane publikacji

Guła, P., *Bezzałogowy śmigłowiec – robot do zadań specjalnych*, Prace Instytutu Lotnictwa, No. 219, pp. 189-193, 2011.

II. Cel publikacji

Celem publikacji było przedstawienie koncepcji, założeń konstrukcyjnych oraz wyników prac badawczo-rozwojowych związanych z opracowaniem bezzałogowego śmigłowca specjalnego przeznaczenia. Analizowano zagadnienia projektowania struktury kompozytowej, technologii wykonania kratownicy nośnej oraz możliwości wykorzystania bezzałogowej platformy śmigłowcowej w zadaniach specjalnych.

III. Zakres badań

Zakres badań obejmował opracowanie koncepcji i dokumentacji konstrukcyjnej bezzałogowego śmigłowca specjalnego przeznaczenia z wykorzystaniem narzędzi CAD 3D oraz analiz MES. Prace obejmowały projektowanie i wykonanie kompozytowej struktury kadłuba, kratownicy nośnej oraz wybranych elementów wirnika, a także wdrożenie cyfrowego procesu wytwarzania opartego na modelach CAD i obróbce CNC.

IV. Zastosowane metody

Opracowano bezzałogowy śmigłowiec specjalnego przeznaczenia, wykorzystując narzędzia CAD 3D oraz analizy MES do projektowania i weryfikacji konstrukcji. Jest to pierwsza publikacja w cyklu, w której pojawiają się kluczowe elementy późniejszej metodyki: CAD → MES → technologie kompozytowe → wykonanie demonstratora → badania naziemne → walidacja konstrukcji.

V. Najważniejsze wyniki

Opracowano bezzałogowy śmigłowiec specjalnego przeznaczenia, wykorzystując narzędzia CAD 3D i analizy MES do projektowania oraz weryfikacji konstrukcji. Zastosowano technologie kompozytowe do wykonania kadłuba, belki ogonowej oraz

elementów wirnika, a także wdrożono cyfrowy proces wytwarzania oparty na modelach CAD i obróbce CNC. Poprawność przyjętych rozwiązań potwierdzono poprzez próby wytrzymałościowe i sztywnościowe elementów wirnika oraz badania naziemne obejmujące analizę drgań rezonansowych i weryfikację układu sterowania.

VI. Rola publikacji w cyklu rozpraw

Publikacja stanowi pierwszy etap rozwoju metodyki projektowania i walidacji struktur lotniczych , obejmujący wykorzystanie narzędzi CAD i MES, technologii kompozytowych oraz cyfrowych metod wytwarzania. Praca dokumentuje przejście od koncepcji i modelowania konstrukcji do wykonania demonstratora oraz jego eksperymentalnej weryfikacji w warunkach naziemnych. Uzyskane doświadczenia z projekty stały się podstawą dla dalszych badań nad rozwojem metodyki i technologiami produkcji.

VII. Wkład doktoranta

Doktorant był współautorem koncepcji bezzałogowego śmigłowca oraz odpowiadał za opracowanie dokumentacji konstrukcyjnej z wykorzystaniem narzędzi CAD 3D. Uczestniczył w projektowaniu i wykonaniu kompozytowej belki ogonowej oraz kratownicy a także w przygotowaniu i realizacji badań naziemnych obejmujących próby wytrzymałościowe, sztywnościowe i rezonansowe. Przeprowadził analizę wyników badań oraz przygotował publikację.

11.7. Podsumowanie roli publikacji w cyklu rozprawy

Łącznie publikacje stanowią spójny program badawczy ukierunkowany na opracowanie zintegrowanej metodyki projektowania i oceny konstrukcji lotniczych. Obejmują one kolejne etapy procesu rozwojowego: modelowanie i projektowanie struktur → rozwój konstrukcji kompozytowych i addytywnych → integrację komponentów → optymalizację wielokryterialną z wykorzystaniem narzędzi numerycznych → zastosowanie technologii przyrostowych → eksperymentalną walidację opracowanych rozwiązań. Prace prowadzą od poziomu koncepcji i analiz cyfrowych do weryfikacji w badaniach naziemnych i w locie, tworząc kompleksowy łańcuch działań inżynierskich wspierających rozwój nowoczesnych statków powietrznych a zarazem odpowiadając na regulację certyfikacyjne oraz środowiskowe.

12. Synteza wyników i weryfikacja hipotezy badawczej

12.1. Wyniki dotyczące projektowania struktur lotniczych

Analiza wyników przedstawionych w cyklu publikacji wskazuje, że projektowanie współczesnych struktur lotniczych wymaga odejścia od sekwencyjnego modelu prac na rzecz zintegrowanego podejścia, w którym projektowanie geometrii, analizy wytrzymałościowe i aerodynamiczne, integracja systemów oraz ocena

technologiczności realizowane są równolegle. Takie podejście umożliwia wcześniejszą identyfikację potencjalnych problemów konstrukcyjnych i technologicznych, ograniczenie liczby iteracji projektowych oraz skrócenie czasu rozwoju nowych rozwiązań.

Przeprowadzone projekty potwierdziły przydatność wykorzystania środowisk CAD/CAE, analiz MES i CFD oraz modeli cyfrowych DMU (Digital Mock-Up) jako narzędzi wspierających proces projektowy już od początkowych etapów rozwoju konstrukcji. Zastosowanie tych metod umożliwiło ocenę geometrii, identyfikację obciążeń, analizę integracji zespołów konstrukcyjnych oraz weryfikację wymagań eksploatacyjnych jeszcze przed wykonaniem fizycznych prototypów.

Wyniki uzyskane podczas prac związanych z demonstratorem bezzałogowego śmigłowca ILX-27 potwierdziły możliwość efektywnego wykorzystania modeli CAD/CAM oraz analiz numerycznych do projektowania i walidacji struktur lotniczych w obszarze GA. Jednocześnie doświadczenia zdobyte podczas modernizacji samolotu I-31T wykazały, że zastosowanie modeli DMU, analiz CFD oraz zintegrowanego środowiska projektowego pozwala skutecznie wspierać proces integracji nowych systemów i zespołów napędowych z istniejącą konstrukcją statku powietrznego.

Przedstawiony cykl publikacji potwierdza również, że kluczowym elementem współczesnego projektowania jest uwzględnienie ograniczeń technologicznych już na etapie opracowywania konstrukcji. Dotyczy to zarówno technologii kompozytowych, jak i przyrostowych, dla których właściwości materiałowe, proces produkcji oraz wymagania eksploatacyjne są ze sobą silnie powiązane. Uzyskane wyniki wskazują, że integracja narzędzi projektowych, analiz numerycznych oraz wiedzy technologicznej umożliwia opracowanie konstrukcji lepiej dostosowanych do możliwości produkcyjnych i wymagań eksploatacyjnych.

W konsekwencji cykl publikacji potwierdza, że zintegrowane wykorzystanie metod CAD, CAE, MES, CFD i DMU stanowi skuteczne narzędzie wspierające rozwój nowoczesnych struktur lotniczych, umożliwiając jednoczesne uwzględnienie wymagań konstrukcyjnych, technologicznych, eksploatacyjnych i walidacyjnych w ramach jednego procesu projektowego.

12.2. Wyniki dotyczące technologii kompozytowych

W odróżnieniu od materiałów metalowych, kompozyty wymagają równoczesnego uwzględnienia geometrii konstrukcji, układu warstw, technologii wytwarzania oraz warunków eksploatacji, co powoduje silne powiązanie procesu projektowania z procesem produkcyjnym.

Przeprowadzone projekty wykazały, że kluczowe znaczenie dla uzyskania wymaganych właściwości konstrukcyjnych ma odpowiedni dobór materiału kompozytowego oraz konstrukcja kompozytu. W szczególności istotne jest uwzględnienie anizotropii materiałowej, kierunków przenoszenia obciążeń oraz wpływu procesu technologicznego na końcowe właściwości mechaniczne konstrukcji. Wyniki analiz potwierdziły, że

właściwie zaprojektowany układ warstw pozwala na osiągnięcie zaplanowanej wytrzymałości, redukcję masy przy jednoczesnym zachowaniu wymaganej sztywności.
Szczególnie istotne wyniki uzyskano podczas projektowania kompozytowych osłon gondoli silnikowej samolotu I-31T. Zastosowanie prepregów utwardzanych w obniżonych temperaturach umożliwiło ograniczenie kosztów produkcji oraz uproszczenie procesu technologicznego przy jednoczesnym zachowaniu wymaganej odporności termicznej konstrukcji. Jednocześnie wykazano konieczność uwzględnienia wymagań związanych z obsługą techniczną, naprawialnością oraz dostępem do zespołów zabudowanych pod osłonami.
Wyniki cyklu publikacji wskazują, że skuteczne wykorzystanie technologii kompozytowych wymaga spełnienia kilku podstawowych warunków: właściwego doboru materiału i technologii wytwarzania, uwzględnienia obciążeń oraz warunków termicznych pracy konstrukcji, odpowiedniego zaprojektowania struktury kompozytu, a także przeprowadzenia kompleksowej walidacji eksperymentalnej.

12.3. Wyniki dotyczące technologii przyrostowych

Istotnym obszarem badań realizowanych w ramach cyklu publikacji było również wykorzystanie technologii przyrostowych w projektowaniu i wytwarzaniu elementów konstrukcji lotniczych. Prace koncentrowały się na zastosowaniu optymalizacji topologicznej, analizie wpływu procesu wytwarzania na właściwości materiałowe oraz eksperymentalnej ocenie przydatności technologii addytywnych do zastosowań lotniczych.
Przeprowadzone badania wykazały, że połączenie metod optymalizacji topologicznej z technologią przyrostową umożliwia znaczną redukcję masy elementów konstrukcyjnych przy zachowaniu wymaganych własności wytrzymałościowych. Zastosowane podejście pozwoliło na opracowanie geometrii niemożliwych do wykonania metodami konwencjonalnymi, co szczególnie istotne jest w przypadku struktur lotniczych w kategorii GA. W ramach prac wykonano demonstratory technologiczne z wykorzystaniem technologii LMD oraz EBM potwierdzając możliwość wytwarzania złożonych elementów konstrukcyjnych przeznaczonych do zastosowań lotniczych.
Badania materiałowe wykazały jednak, że właściwości mechaniczne elementów wytwarzanych przyrostowo są silnie zależne od parametrów procesu technologicznego. Szczególne znaczenie ma orientacja budowy, wpływająca na poziom anizotropii materiału, wytrzymałość, temperatura oraz odporność zmęczeniową. Uzyskane wyniki potwierdziły również istotny wpływ jakości mikrostruktury, porowatości oraz lokalnych nieciągłości materiałowych na zachowanie konstrukcji pod obciążeniem.
Przeprowadzone badania tomograficzne oraz testy wytrzymałościowe pozwoliły na identyfikację głównych ograniczeń technologii przyrostowych. Do najważniejszych należą występowanie naprężeń własnych, możliwość powstawania pęknięć, lokalnych wad materiałowych oraz znaczna wrażliwość wyników na parametry procesu produkcyjnego. Otrzymane rezultaty wskazują, że skuteczne wykorzystanie technologii

addytywnych w lotnictwie wymaga ścisłej kontroli procesu wytwarzania oraz stosowania zaawansowanych metod kontroli jakości i walidacji.
Uzyskane wyniki potwierdzają, że technologie przyrostowe stanowią perspektywiczne narzędzie rozwoju struktur lotniczych w obszarze lotnictwa ogólnego. Jednocześnie wykazano, że ich wdrażanie wymaga uwzględnienia specyficznych ograniczeń projektowych i technologicznych oraz integracji procesu projektowania, wytwarzania i eksperymentalnej oceny konstrukcji w ramach jednej spójnej metodyki inżynierskiej.

12.4. Wyniki dotyczące walidacji eksperymentalnej

Istotnym elementem opracowanej metodyki było testowanie, którego cel prowadził do uzyskania zgodności oraz wiarygodności z opracowanymi modeli numerycznymi. Przeprowadzone badania wykazały, że skuteczne wdrażanie nowoczesnych technologii kompozytowych i przyrostowych wymaga nie tylko zaawansowanego modelowania CAD/CAE, ale również wielopoziomowej weryfikacji eksperymentalnej obejmującej cały proces rozwoju konstrukcji.
W ramach realizowanych prac wykonano badania wytrzymałościowe elementów konstrukcyjnych oraz demonstratorów technologii, które pozwoliły ocenić zgodność uzyskanych parametrów z wymaganiami projektowymi oraz wynikami analiz MES. Dla struktur kompozytowych i elementów wytwarzanych przyrostowo przeprowadzono również badania nieniszczące, w tym tomografię komputerową, umożliwiającą identyfikację porowatości, nieciągłości materiałowych oraz ocenę jakości wykonania elementów. Wyniki badań potwierdziły znaczący wpływ procesu technologicznego na właściwości eksploatacyjne konstrukcji.
W przypadku struktur lotniczych ILX-27 realizowano również badania modalne i rezonansowe, pozwalające na ocenę właściwości dynamicznych konstrukcji oraz weryfikację modeli numerycznych wykorzystywanych podczas projektowania. Istotnym elementem walidacji były także pomiary temperatur (I-31T, SAT-AM) oraz ocena skuteczności układów chłodzenia i przepływu powietrza, wykonywane podczas badań naziemnych i prób eksploatacyjnych.
Końcowym etapem walidacji były badania naziemne oraz próby w locie przeprowadzone dla rozwijanych demonstratorów i modernizowanych statków powietrznych. Umożliwiły one ocenę funkcjonalności opracowanych rozwiązań w rzeczywistych warunkach pracy oraz potwierdzenie zgodności rezultatów uzyskanych podczas projektowania i badań laboratoryjnych z zachowaniem konstrukcji w eksploatacji.
Przeprowadzone prace wykazały, że walidacja eksperymentalna stanowi niezbędny element procesu rozwoju nowoczesnych struktur lotniczych. Pozwala ona nie tylko na potwierdzenie poprawności modeli obliczeniowych, lecz również na identyfikację ograniczeń technologicznych, ocenę jakości procesu wytwarzania oraz ograniczenie ryzyka związanego z wdrażaniem nowych materiałów i technologii do zastosowań lotniczych. Dzięki temu możliwe jest zwiększenie wiarygodności procesu projektowego

oraz skuteczniejsze przejście od demonstratora technologii do rzeczywistego zastosowania przemysłowego

12.5. Weryfikacja hipotezy badawczej

Przywołując hipotezę badawczą - Zastosowanie zintegrowanej metodyki projektowania i oceny struktur lotniczych, łączącej projektowanie geometryczne, analizy numeryczne, optymalizację strukturalną, dobór technologii kompozytowych i przyrostowych oraz walidację eksperymentalną, umożliwia opracowanie struktur o obniżonej masie i zwiększonej efektywności technologicznej, przy zachowaniu wymaganych kryteriów wytrzymałościowych, eksploatacyjnych i wytwarzalnych.

Tabela 12.1. Weryfikacja hipotezy badawczej na podstawie cyklu publikacji

Element hipotezy badawczej	Publikacje potwierdzające	Dowód / wynik wynikający z publikacji	Wniosek dla weryfikacji hipotezy
Integracja projektowania geometrycznego, analiz numerycznych i wymagań konstrukcyjnych	Pub.2, Pub.3, Pub.4, Pub.5, Pub.6	W pracach dotyczących I-31T zastosowano proces obejmujący projekt koncepcyjny i modyfikację kompozytowej struktury wewnętrznej kabiny pod instalację nowego wyposażenia, DMU, modelowanie 3D, analizy CFD, projekt układu wlotowego, wydechowego, chłodzenia oraz gondoli silnikowej. W pracach dotyczących ILX-27 wykorzystano projektowanie CAD/CAM, analizy MES oraz badania konstrukcji.	Potwierdzono, że projektowanie struktur lotniczych wymaga zintegrowania geometrii, analiz numerycznych, wymagań funkcjonalnych (w tym systemów pokładowych) i technologicznych już na wczesnym etapie procesu projektowego.
Dobór i ocenatechnologii wytwarzania na etapie projektowania	Pub.1, Pub.3, Pub.4, Pub.5, Pub.6	W publikacji dotyczącej gondoli silnikowych uwzględniono wymagania technologii prepreg, OoA, struktur przekładkowych i elementów monolitycznych. Zastosowanie elementów kompozytowych przy projektowaniu nowej architektury kokpitu i tablicy przyrządów omówiono w publikacji nr 4. W pracach ILX-27 wykazano powiązanie modelu CAD z wykonaniem	Hipoteza jest potwierdzona w zakresie konieczności projektowania struktur nie tylko pod kątem geometrii i wytrzymałości, ale również pod kątem ich wytwarzalności.

Element hipotezy badawczej	Publikacje potwierdzające	Dowód / wynik wynikający z publikacji	Wniosek dla weryfikacji hipotezy
		modeli, foremek i elementów kompozytowych.	
Zastosowanie optymalizacji strukturalnej i topologicznej	Pub.1	W publikacji SAT-AM zastosowano optymalizację topologiczną wspieraną modelowaniem CAD/FEM dla elementów wytwarzanych przyrostowo. Wykazano redukcję masy wspornika z 688 g do 362 g, a po zmianie materiału do 198 g.	Potwierdzono, że optymalizacja strukturalna w połączeniu z technologiami przyrostowymi umożliwia znaczącą redukcję masy elementów konstrukcyjnych.
Dobór i ocena technologii kompozytowych	Pub.2, Pub.3, Pub.5, Pub.6	W pracach dotyczących I-31T zaprojektowano i wykonano kompozytowe osłony gondoli silnikowej z uwzględnieniem warunków termicznych, obsługowych, masowych i technologicznych. W ILX-27 zastosowano elementy kompozytowe kadłuba, belki ogonowej, łopat i owiewek.	Potwierdzono przydatność technologii kompozytowych w projektowaniu lekkich struktur lotniczych, pod warunkiem właściwego doboru materiałów, technologii i walidacji.
Dobór i ocena technologii przyrostowych	Pub.1	W publikacji SAT-AM oceniono technologie LMD i EBM, materiały stalowe i tytanowe, wpływ orientacji warstw na własności mechaniczne oraz jakość wykonania elementów. Wykazano m.in. istotne różnice wytrzymałości dla różnych orientacji nakładania warstw.	Hipoteza jest potwierdzona w zakresie potencjału technologii przyrostowych, ale równocześnie wskazuje na konieczność kontroli jakości, badań materiałowych i walidacji każdego rozwiązania.
Walidacja eksperymentalna jako element metodyki	Pub.1, Pub.2, Pub.3, Pub.4, Pub.5	Dokonano Walidacji zintegrowanej struktury kompozytowej kabiny i awioniki podczas prób naziemnych i w locie (Pub.4). Zastosowano badania CT, próby wytrzymałościowe, badania DIC, pomiary temperatur, próby naziemne, badania rezonansowe i próby w locie. W I-31T i ILX-27	Potwierdzono, że sama analiza numeryczna jest niewystarczająca; skuteczność metodyki wymaga weryfikacji eksperymentalnej na poziomie komponentu, zespołu lub demonstratora.

Element hipotezy badawczej	Publikacje potwierdzające	Dowód / wynik wynikający z publikacji	Wniosek dla weryfikacji hipotezy
		walidacja obejmowała rzeczywiste zespoły statków powietrznych, a w SAT-AM elementy demonstratora kabiny.	
Opracowanie struktur o obniżonej masie i zwiększonej efektywności technologicznej	Pub.1, Pub.2, Pub.3	W SAT-AM wykazano znaczną redukcję masy elementów AM. W I-31T zastosowano kompozytowe osłony gondoli silnikowej, redukcję liczby części i rozwiązania projektowane pod wytwarzanie oraz obsługę.	Wyniki potwierdzają, że zintegrowana metodyka może prowadzić do obniżenia masy, uproszczenia konstrukcji oraz poprawy efektywności technologicznej.
Możliwość zastosowania metodyki w małych, modernizowanych i demonstracyjnych statkach powietrznych	Pub.1, Pub.2, Pub.3, Pub.5, Pub.6	Cykl obejmuje różne przypadki zastosowania: bezzałogowy śmigłowiec ILX-27, modernizowany samolot I-31T oraz demonstratory SAT-AM oparte na strukturze M28.	Potwierdzono, że metodyka nie odnosi się do jednego obiektu technicznego, lecz może być stosowana w różnych klasach struktur lotniczych o charakterze demonstracyjnym, modernizacyjnym i wdrożeniowym.
Identyfikacja ograniczeń opracowanej metodyki	Pub.1, Pub.2, Pub.3	W technologiach AM ujawniono problemy związane z naprężeniami własnymi, pęknięciami oraz zależnością właściwości od orientacji warstw. W strukturach kompozytowych istotne okazały się warunki termiczne, technologia wykonania, obsługowość oraz wymagania eksploatacyjne.	Hipoteza została potwierdzona, ale z zastrzeżeniem, że skuteczność metodyki zależy od właściwego doboru materiału, technologii, kontroli jakości i zakresu walidacji eksperymentalnej.

13. Główne osiągnięcia naukowe cyklu publikacji

Przedstawiony cykl publikacji pozwolił na opracowanie i weryfikację metodyki projektowania oraz oceny struktur lotniczych wykorzystujących technologie kompozytowe i przyrostowe. Najważniejsze rezultaty naukowe można przedstawić w następujących punktach:

- Opracowanie zintegrowanej metodyki projektowania i oceny struktur lotniczych, obejmującej etapy analizy wymagań, modelowania CAD/CAE, analiz MES i CFD,

doboru technologii wytwarzania oraz walidacji. Metodyka została zweryfikowana na przykładzie rzeczywistych konstrukcji lotniczych.

- Potwierdzenie przydatności technologii przyrostowych do zastosowań lotniczych, w tym wykorzystania optymalizacji topologicznej oraz technologii LMD i EBM do projektowania i wytwarzania lekkich elementów konstrukcyjnych o złożonej geometrii.
- Integracja projektowania cyfrowego z walidacją eksperymentalną, polegająca na powiązaniu modeli CAD, analiz MES i CFD z wynikami badań wytrzymałościowych, badań rezonansowych, tomografii komputerowej, badań naziemnych oraz prób w locie.
- Potwierdzenie możliwości redukcji masy konstrukcji przy zachowaniu wymaganych parametrów wytrzymałościowych i eksploatacyjnych, dzięki zastosowaniu nowoczesnych metod optymalizacji konstrukcji oraz zaawansowanych technologii materiałowych.
- Określenie głównych ograniczeń technologicznych związanych z materiałami kompozytowymi i technologiami przyrostowymi, obejmujących m.in. wpływ procesu wytwarzania na właściwości materiałowe, jakość mikrostruktury, porowatość, anizotropię oraz konieczność stosowania zaawansowanych metod kontroli jakości.

14. Indywidualny wkład doktoranta w publikacje stanowiące cykl rozprawy

Oznaczenie w rozprawie	Dane bibliograficzne, tytuł, autorzy	Punkty wg wykazu Czasopism naukowych Ministra Nauki i Szkolnictwa Wyższego	Zakres wykonanych prac oraz charakter wkładu w publikację.
Pub.1	Guła P, Dudziak J, Ulma D, Żółtak J, Chiariello A, Łusiak T. "*Design and evaluation of additive manufacturing technologies for innovative aviation structures*." https://doi.org/10.12913/22998624/224901	100	1) Opracowanie koncepcji optymalizacji topologicznej wsporników pod technologie AM, 2) Wykonanie parametrycznych modeli CAD, 3) Analiza wyników tomografii komputerowej pod kątem wad wewnętrznych i pęknięć struktury. 4) Redakcja tekstu publikacji i koordynacja prac zespołu badawczego.

Pub.2	Guła P, Ulma D, Żurek K, Żurawski R (2019), "Challenges of turboprop engine installation on small aircraft". *Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal*, Vol. 91 No. 7 pp. 938–948, doi: https://doi.org/10.1108/AEAT-09-2017-0198	70	1) Opracowanie modeli CAD wlotów powietrza i kompozytowych osłon silnika, 2) Analiza ograniczeń geometrycznych dla zintegrowanej instalacji napędowej, 3) Analiza i interpretacja wyników prób w locie układu chłodzenia, 4) Główna redakcja tekstu publikacji.
Pub.3	Dudziak J, Guła P, Gawlik A, Kondracki J. Design and manufacture of nacelles for small turboprop aircraft. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*. 2017;231(12):2239-2247. doi:10.1177/0954410017725544	100	1) Projektowanie geometryczne struktury kompozytowych osłon silnika, 2) Dobór układu warstw prepregu (OoA) z uwzględnieniem obciążeń termomechanicznych, 3) Opracowanie dokumentacji technologicznej do formowania kompozytów, 4) Udział w analizie przestrzennego rozkładu temperatur podczas prób.
Pub.4	Dudziak J, Guła P (2017), "Design practice in the translation traditional and glass cockpit based on General Aviation I-31T aircraft". *Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal*, Vol. 89 No. 6 pp. 749–756, doi: https://doi.org/10.1108/AEAT-04-2016-0058	70	1) Projektowanie w środowisku CAD nowej kompozytowej struktury wewnętrznej tablicy przyrządów dla systemu glass cockpit, 2) Integracja mechaniczna urządzeń awioniki ze zmodernizowanym płatowcem, 3) Eksperymentalna ocena wytrzymałości mocowań oraz ergonomii struktury podczas prób w locie.
Pub.5	Guła P. , Gorecki T. „Projekt, badania i wykonanie polskiego bezzałogowego śmigłowca ILX-27” *Transactions of the Institute of Aviation* Vol.5-6 (pp. 232-233)	40	1) Przestrzenne modelowanie kompozytowej struktury nośnej demonstratora ILX-27, 2) Parametryzacja geometrii pod weryfikacyjne analizy MES, 3) Koordynacja procesu wytwarzania laminatów i nadzór nad badaniami stanowiskowymi, 4) Opracowanie wniosków końcowych.
Pub.6	Guła, P., Bezzałogowy śmigłowiec – robot do zadań specjalnych, Prace Instytutu Lotnictwa,No. 219, pp. 189-193, 2011.	40	1) Projektowanie kompozytowej belki ogonowej i stalowej kratownicy nośnej w środowisku CAD 3D, 2) Opracowanie założeń integracji strukturalnej bezzałogowej platformy, 3) Weryfikacja zaprojektowanej struktury w próbach rezonansowych i sztywnościowych, 4) Samodzielne przygotowanie publikacji.

Szczegółowe oświadczenia współautorów stanowią załącznik do dokumentacji.

15. Wkład rozprawy w rozwój dyscypliny inżynieria mechaniczna

Przedstawiona praca i przeprowadzone badania rozszerzają wiedzę dotyczącą powiązania procesów projektowania, modelowania numerycznego, wytwarzania i walidacji eksperymentalnej w ramach jednego określonego procesu inżynierskiego.
Wkład rozprawy należy rozpatrywać w kilku powiązanych, lecz odrębnych obszarach. Publikacje dotyczące ILX-27 dokumentują rozwój podejścia do projektowania i badań struktur lotniczych, publikacje dotyczące I-31T odnoszą się do integracji napędu, struktur kompozytowych, osłon gondoli silnikowej oraz systemów pokładowych, natomiast publikacja dotycząca projektu SAT-AM koncentruje się na technologiach przyrostowych, optymalizacji topologicznej oraz badaniach elementów demonstratora kabiny. Takie ujęcie pozwala wykazać wkład rozprawy nie jako sumę niezależnych projektów, lecz jako spójny rozwój metodyki projektowania, wytwarzania i walidacji struktur lotniczych.

Wkład metodyczny

- Opracowanie zintegrowanej metodyki projektowania i oceny struktur lotniczych, obejmującej zarówno struktury kompozytowe, jak i elementy projektowane pod technologie przyrostowe, z uwzględnieniem ich odmiennych ograniczeń materiałowych, technologicznych i walidacyjnych.
- Integracja narzędzi CAD/CAE/MES/CFD, metod optymalizacji oraz badań eksperymentalnych w ramach jednolitego procesu projektowania i walidacji.
- Zastosowanie podejścia obejmującego cały cykl rozwoju konstrukcji: od modelowania cyfrowego, przez wytwarzanie, aż po badania i ocenę eksploatacyjną.

Wkład poznawczy

- Identyfikacja zależności pomiędzy procesem wytwarzania, właściwościami materiałowymi oraz zachowaniem konstrukcji lotniczych.
- Rozszerzenie wiedzy dotyczącej wykorzystania technologii kompozytowych i przyrostowych w lekkich strukturach lotniczych.
- Określenie znaczenia walidacji eksperymentalnej dla oceny poprawności modeli numerycznych i procesów projektowych.

Wkład technologiczny

- Opracowanie i walidacja rozwiązań konstrukcyjnych dla demonstratorów technologii oraz modernizowanych statków powietrznych.
- Wykorzystanie nowoczesnych technologii kompozytowych w projektowaniu i wytwarzaniu osłon gondoli silnikowej samolotu I-31T oraz technologii przyrostowych w projektowaniu i ocenie elementów demonstratora kabiny w

projekcie SAT-AM, z zastosowaniem metod kontroli jakości, w tym tomografii komputerowej.
- Zastosowanie optymalizacji topologicznej oraz projektowania uwzględniającego ograniczenia procesów wytwarzania przyrostowego, w tym wpływ orientacji warstw, naprężeń własnych oraz defektów wewnętrznych na właściwości końcowe komponentów.

Wkład aplikacyjny

- Zastosowanie opracowanych metod w rzeczywistych projektach lotniczych, obejmujących bezzałogowy śmigłowiec ILX-27, modernizowany samolot I-31T oraz demonstratory technologiczne rozwijane w projekcie SAT-AM. W przypadku I-31T wkład obejmuje zarówno zagadnienia integracji napędu i kompozytowych osłon gondoli silnikowej, jak również integrację systemów pokładowych i glass cockpit jako element szerszego procesu modernizacji statku powietrznego.
- Weryfikacja proponowanych rozwiązań poprzez badania wytrzymałościowe, testy naziemne i próby w locie.
- Możliwość wykorzystania opracowanej metodyki w przyszłych projektach badawczo-rozwojowych oraz wdrożeniach przemysłowych związanych z rozwojem lekkich struktur lotniczych.

Przedstawiona metodyka została zweryfikowana na przykładzie rzeczywistych konstrukcji lotniczych, obejmujących bezzałogowy śmigłowiec ILX-27, samolot I-31T oraz demonstratory technologiczne opracowane w projekcie SAT-AM. Otrzymane rezultaty potwierdzają możliwość praktycznego zastosowania opracowanego podejścia w procesie rozwoju nowoczesnych struktur lotniczych.
W rezultacie rozprawa wnosi wkład do rozwoju dyscypliny inżynieria mechaniczna poprzez rozszerzenie wiedzy w zakresie projektowania, analizy, wytwarzania i walidacji struktur lotniczych, ze szczególnym uwzględnieniem struktur kompozytowych oraz elementów projektowanych pod technologie przyrostowe. Praca wskazuje również kierunek dalszego rozwoju metod projektowania opartych na integracji środowisk cyfrowych, badań eksperymentalnych, kontroli jakości oraz koncepcji cyfrowej reprezentacji konstrukcji w całym procesie jej rozwoju i oceny.

16. Spełnienie efektów uczenia się dla kwalifikacji na poziomie 8 Polska Rama Kwalifikacji (PRK)

Przedstawiony cykl publikacji oraz doświadczenia zdobyte podczas realizacji krajowych i międzynarodowych projektów badawczo-rozwojowych stanowią podstawę do wykazania osiągnięcia efektów uczenia się właściwych dla kwalifikacji na poziomie

8 PRK, obejmujących wiedzę, umiejętności oraz kompetencje społeczne. Efekty te zostały wykazane nie tylko poprzez przygotowanie rozprawy doktorskiej w formie cyklu powiązanych tematycznie publikacji naukowych, lecz także poprzez udział doktoranta w realizacji złożonych projektów B+R, rozwiązywanie problemów inżynierskich, opracowanie i walidację rzeczywistych struktur lotniczych, przygotowanie publikacji naukowych oraz współpracę w zespołach krajowych i międzynarodowych.

W zakresie wiedzy - doktorant wykazał znajomość zaawansowanych zagadnień dotyczących projektowania, analizy, wytwarzania i walidacji struktur lotniczych. Wiedza ta obejmuje w szczególności projektowanie CAD/CAE, analizy metodą elementów skończonych, analizy CFD, projektowanie struktur kompozytowych, projektowanie elementów przeznaczonych do wytwarzania w technologiach przyrostowych, optymalizację topologiczną, badania nieniszczące, badania wytrzymałościowe oraz walidację naziemną i w locie. Potwierdzeniem tego są publikacje wchodzące w skład cyklu rozprawy, dotyczące bezzałogowego śmigłowca ILX-27, modernizacji samolotu I-31T, kompozytowych osłon gondoli silnikowej oraz technologii przyrostowych w projekcie SAT-AM.

W zakresie umiejętności - doktorant wykazał zdolność do formułowania problemów badawczych i technicznych, planowania prac projektowych, prowadzenia analiz numerycznych, interpretacji wyników badań oraz krytycznej oceny ograniczeń zastosowanych technologii. Umiejętności te zostały potwierdzone poprzez opracowanie i weryfikację metodyki projektowania oraz oceny struktur lotniczych, udział w przygotowaniu demonstratorów technologii, analizę wyników badań materiałowych, nieniszczących i wytrzymałościowych, a także przygotowanie publikacji naukowych dokumentujących kolejne etapy prowadzonych prac.

W zakresie kompetencji społecznych doktorant wykazał gotowość do odpowiedzialnego prowadzenia działalności badawczo-rozwojowej, z uwzględnieniem wymagań bezpieczeństwa, jakości i rzetelności naukowej. Realizacja prac w projektach ILX-27, ESPOSA/I-31T oraz SAT-AM wymagała współpracy w interdyscyplinarnych zespołach obejmujących konstruktorów, technologów, specjalistów analiz numerycznych, badaczy materiałów, wykonawców oraz użytkowników wyników prac. Kompetencje te zostały potwierdzone również poprzez udział w przygotowaniu publikacji, komunikowanie wyników badań oraz współpracę z partnerami krajowymi i zagranicznymi. Dodatkowym elementem potwierdzającym kompetencje w zakresie komunikowania wiedzy jest udział doktoranta w przygotowaniu i prowadzeniu zajęć dydaktycznych oraz seminaryjnych w Politechnice Rzeszowskiej, dotyczących projektowania, wytwarzania i walidacji struktur lotniczych, oraz popularyzacji wiedzy w obszarze nowoczesnych technologii lotniczych.

17. Ograniczenia pracy i kierunki dalszych badań

Przedstawiona rozprawa bazuje na wynikach badań prowadzonych dla wybranych struktur statków powietrznych kategorii CS-23, obejmujących między innymi bezzałogowy śmigłowiec ILX-27, samolot I-31T oraz demonstratory technologiczne opracowane w ramach projektu SAT-AM. Ograniczona liczba analizowanych przypadków pozwoliła na szczegółową walidację opracowanej metodyki, jednak nie umożliwia pełnego uogólnienia wyników na wszystkie klasy konstrukcji lotniczych np. CS-25. Dodatkowo analizowane obiekty różniły się przeznaczeniem, konfiguracją konstrukcyjną oraz poziomem złożoności, co wpływało na zakres możliwych porównań.

Kolejnym ograniczeniem był zróżnicowany poziom dojrzałości technologicznej badanych rozwiązań. Niektóre konstrukcje zostały zweryfikowane podczas badań naziemnych i prób w locie, podczas gdy część demonstratorów technologii przyrostowych oceniano głównie na poziomie materiałów, elementów i podzespołów przebadanych podczas prób wytrzymałościowych. Oznacza to, że długoterminowe aspekty eksploatacyjne nie mogły zostać zweryfikowane w jednakowym zakresie dla wszystkich analizowanych przypadków.

Istotne ograniczenia wynikają również z charakterystyki technologii kompozytowych i przyrostowych. W przypadku materiałów kompozytowych znaczący wpływ na właściwości konstrukcji wywierają anizotropia materiałowa, kolejność układania warstw oraz zmienność parametrów procesu technologicznego. Analogiczne problemy występują w technologiach przyrostowych, gdzie na właściwości mechaniczne wpływają orientacja budowy, porowatość, jakość mikrostruktury oraz obecność nieciągłości materiałowych. Pomimo wykorzystania badań wytrzymałościowych, tomografii komputerowej oraz metod kontroli nieniszczącej zagadnienia te nadal wymagają dalszych badań.

Dodatkowym wyzwaniem pozostają wymagania certyfikacyjne. Obecne procedury dopuszczania do eksploatacji struktur wykonanych z wykorzystaniem nowych materiałów i technologii nadal opierają się w znacznym stopniu na badaniach eksperymentalnych, co ogranicza możliwość pełnego wykorzystania potencjału wirtualnego projektowania i cyfrowej walidacji.

Wyniki przeprowadzonych badań wskazują na potrzebę dalszego rozwoju opracowanej metodyki. Perspektywiczne kierunki badań obejmują rozszerzenie jej zastosowania na inne klasy struktur lotniczych, rozwój metod projektowania elementów wykonywanych technologiami przyrostowymi oraz opracowanie bardziej zaawansowanych modeli materiałowych uwzględniających anizotropię, proces degradacji i wpływ parametrów wytwarzania na właściwości eksploatacyjne. Istotnym kierunkiem jest również integracja opracowanej metodyki z koncepcją Cyfrowego Bliźniaka (Digital Twin), umożliwiającą połączenie danych pochodzących z projektowania, produkcji i eksploatacji.

Dalsze prace powinny także obejmować rozwój metod wirtualnej certyfikacji wspomaganych symulacjami numerycznymi i wirtualnym testowaniem, rozszerzenie badań zmęczeniowych i środowiskowych oraz wykorzystanie danych eksploatacyjnych

do monitorowania stanu konstrukcji i prognozowania jej trwałości. Pozwoli to zwiększyć wiarygodność modeli numerycznych oraz stworzyć podstawy do szerszego wykorzystania materiałów kompozytowych i technologii przyrostowych w przyszłych konstrukcjach lotniczych.
Cykl publikacji potwierdza zasadność opracowanej metodyki, ale jej stosowanie wymaga każdorazowego uwzględnienia ograniczeń materiałowych, technologicznych, konstrukcyjnych i walidacyjnych.

18. Podsumowanie i wnioski końcowe

Przeprowadzona analiza literatury oraz wyniki przedstawionego cyklu publikacji potwierdzają, że współczesne projektowanie struktur lotniczych rozwija się w kierunku zintegrowanych środowisk cyfrowych, obejmujących projektowanie, analizy numeryczne, wytwarzanie oraz eksploatację konstrukcji. Szczególne znaczenie mają przy tym materiały kompozytowe, technologie przyrostowe oraz koncepcja Cyfrowego Bliźniaka (Digital Twin), umożliwiająca integrację danych na wszystkich etapach cyklu życia wyrobu.

Celem cyklu publikacji było opracowanie oraz weryfikacja metodyki projektowania i oceny struktur lotniczych wykorzystujących technologie kompozytowe i przyrostowe. Na podstawie przeprowadzonych badań można sformułować następujące wnioski:

- projektowanie nowoczesnych struktur lotniczych wymaga integracji narzędzi CAD, MES, CFD, technologii wytwarzania oraz badań eksperymentalnych w ramach jednego procesu inżynierskiego;
- uwzględnienie ograniczeń technologicznych już na etapie projektowania pozwala zmniejszyć ryzyko wystąpienia wad produkcyjnych oraz poprawić jakość i powtarzalność wytwarzanych elementów;
- zastosowanie metod optymalizacji wielodyscyplinarnej umożliwia jednoczesne uwzględnienie wymagań wytrzymałościowych, masowych, aerodynamicznych i technologicznych;
- wykorzystanie modeli numerycznych oraz wirtualnego testowania pozwala ograniczyć liczbę kosztownych prototypów fizycznych i skrócić czas opracowania nowych konstrukcji;
- walidacja eksperymentalna, obejmująca badania materiałowe, wytrzymałościowe, modalne, naziemne i w locie, stanowi niezbędny element potwierdzający poprawność modeli obliczeniowych;
- integracja danych projektowych, produkcyjnych i eksploatacyjnych w ramach koncepcji Digital Twin stwarza możliwość ciągłej oceny stanu technicznego konstrukcji oraz prognozowania jej trwałości.

Podsumowując, wyniki przedstawionego cyklu publikacji potwierdzają postawioną hipotezę badawczą i wskazują, że możliwe jest opracowanie oraz skuteczna weryfikacja zintegrowanej metodyki projektowania i oceny struktur lotniczych wykorzystujących technologie kompozytowe i przyrostowe, łączącej modelowanie cyfrowe, zaawansowane analizy numeryczne, procesy wytwarzania oraz walidację eksperymentalną. Metodyka ta stanowi podstawę rozwoju nowoczesnych i efektywnych konstrukcji lotniczych przyszłych generacji.

19. Dorobek uzupełniający, projekty B+R i aktywność naukowo-techniczna

19.1 Projekty

1. ILX-27„Bezzałogowy śmigłowiec-robot do zadań specjalnych” - Ministerstwo Nauki i Szkolnictwa Wyższego/NCBiR,
   >> Demonstrator Lotny – Bezzałogowy śmigłowiec ILX-27
2. SAT-AM: More Affordable Small Aircraft Manufacturing – Clean Sky 2
   >> Demonstrator lotny: samolot PZL M28 + kompozytowa gondola
3. DREAM: Design and realization of equipped engine compartments including cowling for a fast compound rotorcraft dream – Clean Sky 2
   >> Demontrator lotny: Śmigłowiec RACER
4. LATTE: Full Fairing for Main Rotor Head of the LifeRCraft demonstrator
   >> Demontrator lotny: Śmigłowiec RACER
   TRAIL**:** Design, manufacture and deliver a high performance, low cost, low weight Nacelle Structure for Next Generation Tilt-Rotor (NGCTR) – Clean Sky 2
   >> Demontrator lotny: Tiltrotor - NGCTR
5. CHRZĄSZCZ: Optimization of APU Exhaust Muffler Thermal Barrier and Air Intake – Clean Sky 2
6. HERA: Hybrid-Electric Regional Architecture – Clean Aviation
7. HERFUSE: Hybrid-Electric Regional FUSelage & Empennag – Clean Aviation
8. ATHENA: Develops and demonstrates an advanced airframe structure for ultra-efficient regional aircraft – Clean Aviation
9. FASETT: Future Air System for European Tactical Transportation – EDF
10. ESOCA: European System for Outsized Cargo Airlift – EDF
11. ENGRTII: European Next Generation Rotorcraft Technologies – EDF

19.2 Konferencje, seminaria, warsztaty i inne organizacje

1. 39th European Rotorcraft Forum 2013, Moskwa – "*Design, experiments and development of a polish unmanned helicopter* ILX-27", session subject: Aircraft Design
2. 70th American Helicopter Society International Annual Forum 2014 : Montreal, Quebec, Canada, 20-22 May 2014 - "*Design and Fabrication Elements to Unmanned Rotorcraft"*
3. 72nd American Helicopter Society Annual Forum & Technology Display on May 17-19 2016, West Palm Beach, FL USA – "*Icing of ducted tail rotor based on design of ILX-27 unmanned helicopte*r",
4. ESPOSA - Workshop "*Challenges of small turbine engine installations"* 31.05. 2016
5. EASN 13th EASN International Conference 8-11.10.2024 "*Construction Technologies of APU Exhaust Muffler Thermal Barriers and Air Intakes"*, 5-8 September 2023, Salerno, Italy
6. EASN 14th EASN International Conference 8-11.10.2024, Thessaloniki, Grecja *"TRAIL Nacelle for Next Generation Tilt-Rotor (NGCTR) - Results of the Project*"
7. Advisory Group (przedstawiciel w grupie doradczej) w projekcie H2020 "Community Friendly Miniliner" – Clean Sky
8. Clean Aviation - Technical Committee Member
9. Komisji Europejskiej, ekspert (programy: Horyzont 2020 i Horyzont Europa)

20. Bibilografia

1. Iwaniuk A, Piwek K. Preliminary design and optimization for fleet to be used in the Small Air Transport system. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering. 2018; 232(14): 2615–2626, https:// doi.org/10.1177/0954410018800138

2. Dudziak J, Guła P, Gawlik A, Kondracki J. Design and manufacture of nacelles for small turboprop aircraft. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering. 2017; 231(12): 2239–2247, https://doi. org/10.1177/0954410017725544

3. Eyers D, Potter A. Industrial additive manufacturing: A manufacturing systems perspective. Computers in Industry. 2017; 92: 208–218, https://doi. org/10.1016/j.compind.2017.08.002

4. Kłonica M, Kuczmaszewski J, Samborski S. Effect of a notch on impact resistance of the epidian 57/Z1 epoxy material after thermal shock. Solid State Phenomena. 2016; 240: 161–167, https://doi. org/10.4028/www.scientific.net/SSP.240.161

5. Bendsøe MP, Sigmund O. Topology Optimization: Theory, Methods and Applications. 2003, https:// doi.org/10.1007/978-3-662-05086-6

6. Dudziak J, Gawlik Arkadiusz, Guła P, Tabor M, Ulma D, Żurawski R. Topology optimization in rotorcraft applications. In European Rotorcraft Forum; 2019; Warszawa.

7. Seifi M, Salem A, Satko D, Shaffer J, Lewandowski J. Defect distribution and microstructure heterogeneity effects on fracture resistance and fatigue behaviour of EBM Ti–6Al–4V. Int. J. Fatigue. 2017; (94): 263–287, https://doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2016.06.001

8. Puja G, Manik CM, Anangamohan C. Study on direct laser metal deposition. Materials Today: Proceedings. 2018; 5(5): 12509–12518, https://doi. org/10.1016/j.matpr.2018.02.232

9. Adamski W and Michalcewicz J. Development of methods for designing and manufacturing aircraft components with additive technologies. 2020; 93(3), 8–14, https://doi.org/10.17814/mechanik.2020.3.7

10. Frazier. Metal additive manufacturing: A review. Journal of Materials Engineering and Performance. 2014; 23: 1917–1928, https://doi.org/10.1007/ s11665-014-0958-z

11. Ding Y, Dwivedi R, Kovacevic R. Process planning for 8-axis robotized laser-based direct metal deposition system. Robotics and Computer-Integrated Manufacturing. 2017; 44: 67–76, https://doi. org/10.1016/j.rcim.2016.08.008

12. Koerner C. Additive manufacturing of metallic components by selective electron beam melting – A review. International Materials Reviews. 2016; 61: 361–377, https://doi.org/10.1080/09506608.2016.1176289

13. Li MX, Qu WQ. Electron beam additive manufacturing and its applications in aerospace field. Materials Science Forum. 2014; 789: 377–383, https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/ MSF.789.377

14. Di Palma L, Sorrentino A, Vitiello P, Izz C. Composite structural health monitoring for MALE UAV application. SAE Technical Paper. 2013; 2013-01- 2159, https://doi.org/10.4271/2013-01-2159

15. Pirozzi C, Franchitti S, Borrelli R, Chiariello A, Di Palma L. The effect of post-processing on the mechanical behavior of Ti6Al4V manufactured by electron beam powder bed fusion. Aerospace. 2020; 7: 75, https://doi.org/10.3390/ aerospace7060075

16. Zhao X, Li S, Zhang M, Liu Y, Sercombe TB, Wang S, et al. Comparison of the microstructures and mechanical properties of Ti–6Al–4V fabricated by selective laser melting and electron beam melting. Mater. Des. 2016; (95): 21–31, https://doi.org/10.1016/j.matdes.2015.12.135

17. Agency, E.A. (2012), "CS-23 certification specifications for normal, utility, aerobatic, and commuter category aeroplanes".

18. Bakunowicz, J. (2018), "Single engine turboprop aeroplane class in small air transport", Aircraft Engineering and Aerospace Technology, available at: https://doi.org/10.1108/AEAT-01-2017-0009

19. Baron, A. (2012), "Samolot osobowy I-23 manager", Wybrane Problemy Badawcze, Publishing Houses Institute of Aviation, Warsaw.

20. Cichocka, E. (2016), "Evaluation of the influence of mounted engine type on light airplane loads", Transactions of the Institute of Aviation, Vol. 243 No. 2, pp. 73-92, doi: 10.5604/05096669.

21. Cichocka, E. and Goraj, Z.J. (2016), "Influence of weak and strong gyroscopic effects on light aircraft dynamics", Aircraft Engineering and Aerospace Technology, Vol. 88 No. 5,pp. 613-622, doi: 10.1108/AEAT-03-2015-0076.

22. Cytec (2019), "Cytec-MTM45-1 datasheets", available at: https:// cytec.com/sites/default/files/datasheets/MTM45-1.pdf

23. Dudziak, J., Guła, P., Gawlik, A. and Kondracki, J. (2017), "Design and manufacturing of nacelles for small turboprop aircraft", Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G-Journal of Aerospace Engineering, doi: 10.1177/ 0954410017725544.

24. Efficient Systems and Propulsion for Small Aircraft (2016), "Efficient systems and propulsion for small aircraft", available at: www.esposa-project.eu/en/efficient-systemsand- propulsion-for-small-aircraft-2.html

25. Iwaniuk, A., ; Wisniowski, W. and Zółtak, J. (2016), "Multidisciplinary optimisation approach for a light turboprop aircraft-engine integration and improvement", Aircraft Engineering and Aerospace Technology, Vol. 88 No. 2, pp. 348-355, available at: https://doi.org/10.1108/AEAT-02- 2015-0070

26. Łapka, P., Seredynski, M., Furmanski, P., Dziubinski, A. and Banaszek, J. (2014), “Simplified thermo-fluid model of engine cowling in small airplane”, Aircraft Engineering and Aerospace Technology, Vol. 86 No. 3, pp. 242-249, available at: https://doi.org/10.1108/AEAT-01-2013-0014

27. Piercy, T. (1985), “Conversion of small aircraft to Allison turbine power”, SAE Technical Paper 850906, doi: 10.4271/850906. Piwek, K. (2012), “Small aircraft transport as a new component of the European air transport system”,

28. Knorzer, D. and Szodruch, J. (Eds), Innovation for Sustainable Aviation in a Global Environment, IOS Press, doi: 10.3233/978-1-61499-063-5-376.

29. Piwek, K. and Wisniowski, W. (2015), “Small air transport aircraft entry requirements evoked by FlightPath 2050”, Aircraft Engineering and Aerospace Technology, Vol. 88 No. 2, pp. 341-347, available at: https://doi.org/10.1108/AEAT-02- 2015-0065

30. První brn_enská strojírna Velká Bíteš (2019), available at:: www. pbsvb.com/customer-industries/aerospace/aircraft-engines/tp-100-turboprop-engine

31. Ragni, A., Auletta, A., Caserta, G., Guida, F. and Musella, F. (2005), “Air induction system icing certification for general aviation: the case of the vulcanair VF600w mission aircraft”, doi: 10.2514/6.2005-476.

32. Stalewski, W. (2011), “Parametric modelling of aerodynamic Objects – the key to successful design and optimisation”, CEAS 2011: Proceedings of the 3rd CEAS Air & Space Conference, 21st AIDAA Congress, pp. 588-596.

33. Stalewski, W. (2016), “Design and optimisation of exhaust system of light turboprop airplane”, Journal of KONES, Vol. 23 No. 2, pp. 341-348, doi: 10.5604/12314005.1213748.

34. Stalewski,W. and Zołtak, J. (2014), “The preliminary design of the air-intake system and the nacelle in the small aircraft engine integration process”, Aircraft Engineering and Aerospace Technology, Vol. 86 No. 3, pp. 250-258. Volume availabe at: https://doi.org/10.1108/AEAT-01-2013-0015

35. Scarponi C. Hemp fiber composites for the design of a Naca cowling for ultra-light aviation. Compos Part B: Eng 2015; 53–63.

36. Wujciów L, Zurawski R and Gorniak T. Problems of designing fuel installation for the small turboprop aircraft. Proc IMechE, Part G: Aerospace Engineering 2017.

37. Centea T, Grunenfelder L and Nutt S. A review of out of-autoclave prepregs - Material properties, process 8 Proc IMechE Part G: J Aerospace Engineering 0(0) phenomena and manufacturing considerations. Compos Part A: Appl Sci Manufac 2015; 70: 132–154.

38. De Nikola F and Klomp - de Boer R. Input for design and process windows for BE1 & BE2. ESPOSA Internal Report, CIRA/NLR, 2013.

39. Koperniak P. Tooling manufacture BE1. Esposa Internal Report, 2014.

40. Hennig, J.C. (2010), NTSB/SS-01/10 Introduction Glass Cockpit Avionics into Light Aircraft Overview of Recommendations, GAMA, Washington, DC.

41. Schillings, J., Oltheten, E., Greenwood, J., Thomas, B.J., Runge, H. and Sowers, D. (2014), "Bell 412EPI engine and glass cockpit upgrade", 70th American Helicopter Society, Montreal, 20-22 May 2014.

42. Dziubiński, a., Grzegorczyk, k. (2012). analiza obliczeniowa kształtu otunelowania dla śmigła ogonowego śmigłowca ILX-27. 5/Baa2/13/P.

43. Bramwell, a., r., S., Done, G., Blamford, D. (2001). Bramwell`s Helicopter Dynamics. Butterworth-Heinemann.

44. Gorecki, T. (2013). Symulacja niesymetrycznego lądowania śmigłowca jako źródło potencjalnego zagrożenia rezonansem naziemnym. Modelowanie Inżynierskie.

45. Gorecki, T. (2012). model dynamiczny mes struktury śmigłowca do badań rezonansu naziemnego z uwzględnieniem warunków kontaktowych podwozie – podłoże. Modelowanie w mechanice.

46. Szabelski, k. (1995). Wstęp do konstrukcji śmigłowców. Wkił.

47. Szrajer, m. (1989). Badanie symulacyjne rezonansu naziemnego. Prace Instytutu Lotnictwa, 4/1989 (119), s. 48-67.

48. Żerek, L. (1989). rezonans naziemny śmigłowca o doskonałej i przybliżonej symetrii z uwzględnieniem drgań łopat w płaszczyźnie ciągu. Prace Instytutu Lotnictwa, 4/1989 (119), s. 68-98.

21. Załączniki

- Publikacje:

1) Guła P, Dudziak J, Ulma D, Żółtak J, Chiariello A, Łusiak T. *Design and evaluation of additive manufacturing technologies for innovative aviation structures*. Advances in Science and Technology Research Journal. 2026;20(10):215–223. https://doi:10.12913/22998624/224901

2) Guła P, Ulma D, Żurek K, Żurawski R (2019), "Challenges of turboprop engine installation on small aircraft". *Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal*, Vol. 91 No. 7 pp. 938–948, doi: https://doi.org/10.1108/AEAT-09-2017-0198

3) Dudziak J, Guła P, Gawlik A, Kondracki J. Design and manufacture of nacelles for small turboprop aircraft. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*. 2017;231(12):2239-2247. doi:10.1177/0954410017725544

4) Dudziak J, Guła P (2017), "Design practice in the translation traditional and glass cockpit based on General Aviation I-31T aircraft". *Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal*, Vol. 89 No. 6 pp. 749–756, doi: https://doi.org/10.1108/AEAT-04-2016-0058
5) Guła, P., Bezzałogowy śmigłowiec – robot do zadań specjalnych, Prace Instytutu Lotnictwa,No. 219, pp. 189-193, 2011.

6) Guła P. , Gorecki T. „Projekt, badania i wykonanie polskiego bezzałogowego śmigłowca ILX-27” *Transactions of the Institute of Aviation* Vol.5-6 (pp. 232-233) doi: 10.5604/05096669.1106664

- Oświadczenia