



Szanowni Czytelnicy!

Przekazujemy Państwu ostatni numer naszego pisma w tym roku. 2024 r. zaczęliśmy tekstami poświęconymi polskiemu samolotowi szkoleniowemu dla pilotów i mechaników – AERO AT-3 z Centrum Lotniczego Państwowej Akademii Nauk Stosowanych w Deputytczach Królewskich koło Chełma (PANS).

W numerze drugim skupiliśmy się na zaprezentowaniu samolotu rolniczego PZL-106 KRUK, którego ponowną produkcję rozważa się po ponad ćwierćwieczu nieobecności na polskim rynku lotniczym. W poprzednim numerze mogli też Państwo przeczytać część 1. sprawozdania z kongresu techniki szybowcowej OSTIV, poświęconego osiągnięciom naukowym, m.in. w zakresie metod projektowania

struktur lekkich, bezpieczeństwa czy systemów wspomagania pilota. Na dalszych stronach obecnego zeszytu znajdują Państwo część 2. raportu. Tym razem przedstawiamy skróty referatów podejmujących tematykę innowacyjnych układów napędowych w motoszybowcach oraz konstrukcji i układów sterowania szybowca.

Lotniczymi „bohaterami” numeru 3–4 są natomiast: jednomiejscowy szybowiec klubowy SZD 51-1 JUNIOR oraz samolot amfibijny ICON A5. Oprócz tego znajdują tu Państwo tekst o cyfrowym bliźniaku jednego z mechanizmów śmigłowca, a także artykuł dotyczący korozji w samolocie komunikacyjnym. Zachęcamy też do obejrzenia miniatur z wystawy malarskiej pani Martyny Bawolskiej, autorki pięknych grafik na naszych okładkach.

Pozostawiając Państwa z lekturą publikowanych tu tekstów, jednocześnie zachęcamy do przesyłania do Redakcji propozycji własnych artykułów związanych z podejmowaną w naszym piśmie tematyką.

Życzymy przyjemnej lektury.

dr Elżbieta Nazaruk

Wydawnictwo Politechniki Lubelskiej

Samolot z okładki

Jarosław Pytka

Gdy wspominam lata studenckie, a szczególnie wspólne zimowe wyjazdy w góry sekcji AZS Politechniki Lubelskiej i szusowanie na nartach, na myśl przychodzi uczucie pewnej euforii, że oto należymy do elitarnej grupy, przed którą otworzono bramy zimowego raj, niedostępne dla innych. Pamiętam też ogrom trudności związanych ze zdobyciem sprzętu narciarskiego. Wymarzone „Polsporty” kupiłem przypadkiem w Nowym Targu, podczas... letnich wakacji i to kosztem całorocznych oszczędności. A zimą, ileż trzeba było wystać w kolejkach do wyciągu... Gdy w Sylwestra '87 wybrałem się z kolegą na Kasprowy Wierch, o biletach do wagonika kolejki linowej można było pomarzyć, więc ruszyliśmy piechotą, ze sprzętem na plecach, przez Jaworzynkę na Gąsienicową, by następnie spędzić trzy – tak – trzy godziny w kolejce do wyciągu krzeselkowego... Taka to była elita!

Co wspólnego z narciarstwem ma szybowiectwo? Ryzyko elitarności. Niedostatek sprzętu, niedostępność infrastruktury, niedobór instruktorów, ośrodków szkoleniowych. W takich warunkach latają tylko wybrańcy. Niedawno jeden z moich studentów, członek Szybowcowej Kadry Narodowej Juniorów, jak to usiłował przekonać narzeczoną, że po ślubie, zamiast budować dom, kupi szybowiec: „domem nie polatasz, a w szybowcu da się spać”. To nie pomyłka, wyczynowy szybowiec wart jest tyle, co dom. Można skonstatować, że latanie szybowcowe to tylko

ekstrawagancja, z braku której świat się nie zawali. Ale przecież szybowcnicy to „lotniczy plankton”, jakże potrzebny. Otóż wyróżniające się jednostki zostają później pilotami Boeingów, Airbusów i Embraerów. I to dobrymi pilotami, z cennymi nawykami, które wykształcić można tylko podczas latania bezsilnikowego. Dlatego niezmiernie ważne jest, by oprócz wysokowyczynowych, elitarnych szybowców – orchidei, istniały też inne, dostępne szerszemu gronu pilotów-amatorów – uczniom oraz pasjonatom.

Takim właśnie szybowcem jest „Junior”. Jest to szybowiec łączący cechy sprzętu wyczynowego o całkiem dobrej doskonałości, a jednocześnie bardzo dobrych własnościach pilotażowych, odpowiednich nawet dla niezaaansowanych pilotów czy uczniów. Podczas gdy czołowi producenci szybowców prześcigają się w osiągnięciach swoich maszyn (dziś już nie mierzy się nawet doskonałości szybowca, bo brakuje punktu odniesienia...), sprzętowe potrzeby szerokiego szybowiectwa są zaspokajane przez rynek wtórny. Jednak do czasu, bo prawie nikt nie produkuje szybowców klasy klubowej i za kilkanaście lat może zabraknąć nawet tych używanych. Dziś trudno znaleźć ogłoszenie o sprzedaży używanego „Juniora”, a gdy się pojawi, znika momentalnie. Taka ocena wystawiona przez rynek chyba najlepiej świadczy o wartości tego szybowca i jest najlepszą laurką dla konstruktora. Sto lat, „Juniorze”!

ICON A5



Źródła: www.iconaircraft.com

TECHNIKA lotnicza i ASTRONAUTYCZNA



Wydawca:
Politechnika Lubelska

ISSN: 2720-4340
e-ISSN: 2957-1049

Adres redakcji:
ul. Nadbystrzycka 36, pok. 604
20-618 Lublin

Redaguje zespół:

Martyna Bawolska,
Ernest Gnapowski,
Jan Laskowski,
Tomasz Murawski,
Michał Ombach,

Redaktor naczelny

Jarosław Pytka j.pytka@pollub.pl

Wydawnictwo Politechniki Lubelskiej:

Elżbieta Nazaruk – redakcja i korekta językowa
Łukasz Maj – skład i łamanie

Rada programowa:

prof. dr hab. inż. Zbigniew Pater
(Rektor Politechniki Lubelskiej – przewodniczący)

Członkowie:

gen. bryg. w st. spocz. mgr inż. Ryszard Dębski
(Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Prezes
Towarzystwa Polskich Inżynierów Lotnictwa SIMP),
dr inż. Andrzej Glass
(Redaktor Honorowy),
dr hab. inż. Andrzej Gontarz
(Politechnika Lubelska),
gen. broni pil. prof. dr hab. Jerzy Gotowała
(Akademia Sztuki Wojennej),
prof. Pablo Iscold
(Center of Aeronautical Studies, Federal University
of Minas Gerais, Pampulha, Brazylia),
prof. dr hab. inż. Marek Orkisz
(Politechnika Rzeszowska),
prof. Zbigniew Pater
(Politechnika Lubelska – Przewodniczący RP),
gen. bryg. pil. dr hab. Jan Rajchel
(Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych w Dęblinie –
obecnie Lotnicza Akademia Wojskowa w Dęblinie),
dr hab. Paweł Soroka
(Uniwersytet Jana Kochanowskiego w Kielcach),
dr inż. Marek Szumski
(Politechnika Rzeszowska),
prof. dr hab. inż. Romana Śliwa
(Politechnika Rzeszowska),
plk dr hab. inż. Adam Wetoszka
(Lotnicza Akademia Wojskowa w Dęblinie),
dr hab. inż. Kazimierz Zaleski
(Politechnika Lubelska, SIMP),
prof. dr hab. Józef Zając
(Państwowa Akademia Nauk Stosowanych w Chełmie)

Przedstawiciele przemysłu

i przedsiębiorstw branży lotniczej:

dr inż. Paweł Chojnacki (Leonardo/PZL Świdnik),
mgr inż. Andrzej Farian (EXIN Sp. z o.o.),
mgr inż. Jerzy Krawczyk (EKOLOT),
dr inż. Tomasz Krysiński (Airbus Helicopters),
pil. mgr inż. Jacek Mainka (WIZZAIR),
mgr inż. Edward Margański (Zakłady Lotnicze
Margański&Mysłowski S.A.)

Rysunek na okładce: Martyna Bawolska

Zamieszczone w numerze niepodpisane grafiki i tabele
stanowią opracowanie własne Autora danego artykułu.

Wskazówki dla Autorów:

1. Publikacja artykułu w TLiA jest bezpłatna.
2. Manuskrypt artykułu można przygotować w dowolnej formie, najlepiej w programie MS Word 2003 lub nowszym, nie ma nakazanego formatu tekstu. Grafiki powinny być dołączone jako osobne pliki wysokiej rozdzielczości. Należy pamiętać o podpisach do rysunków. Rysunki bądź tabele zaczerpnięte ze źródeł nienależących do Autora mogą być publikowane jedynie za pisemną zgodą właściciela praw autorskich, jeśli nie są one dostępne na wolnej licencji.
3. TLiA publikuje następujące rodzaje artykułów:
 - a) podlegające recenzji artykuły naukowe, w tym. standardowe, skrócone (tzw. noty techniczne lub inżynierskie), artykuły przeglądowe,
 - b) artykuły metodyczne, dydaktyczne, stanowiące opis z komentarzem do materiału dydaktycznego; do artykułów metodycznych, dydaktycznych można dołączać materiał uzupełniający w postaci np. prezentacji, filmów,
 - c) relacje, np. z konferencji, wystaw, konkursów, zawodów,
 - d) rozszerzone streszczenia prac dyplomowych, inżynierskich, magisterskich i doktorskich,
 - e) artykuły o popularnonaukowej treści technicznej, publikowane na prawach rękopisu.
4. Przygotowane artykuły można przysyłać za pośrednictwem platformy wydawniczej Lublin University of Technology Publishing House (LUT PH): <https://ph.pollub.pl/index.php/tlia/about/submissions>
 Informujemy potencjalnych Autorów, że LUT PH jest internetowym systemem redakcyjnym typu Open Journal System, który umożliwia dwustronną komunikację między redakcją a Autorem. Znajdują się tam również szczegółowe wytyczne dla Autorów.



Źródła: www.iconaircraft.com

Spis treści

Cyfrowy bliźniak mechanizmu regulacji łopaty wirnika śmigłowca	4
Konstrukcja i technologia szybowca SZD-51-1 Junior	10
VERTICON 2025	26
O szybowcu „Junior” trochę inaczej	37
XXXV Kongres OSTIV (Organisation Scientifique et Technique Internationale du Vol a Voile) – część 2	42
Niebo jest wszędzie – wernisaż wystawy malarstwa i rysunku Martyny Bawolskiej	52
ICON A5 – na lądzie, wodzie i w powietrzu	56

Cyfrowy bliźniak mechanizmu regulacji łopatek wirnika śmigłowca

Mirosław Wendeker
Politechnika Lubelska

Michał Piąt
Leonardo Helicopters, Świdnik



Źródło: domena publiczna

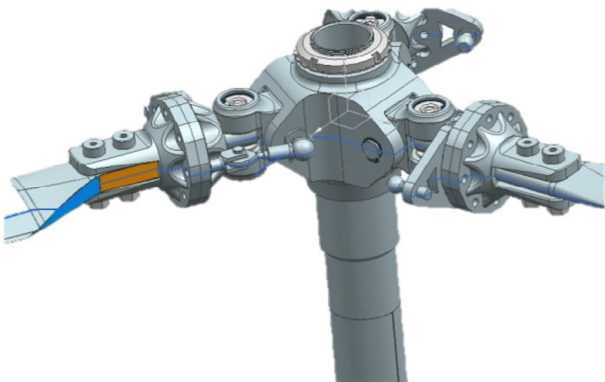
Streszczenie

Artykuł przedstawia nowe podejście do monitorowania i konserwacji dynamicznych systemów śmigłowcowych poprzez opracowanie cyfrowego bliźniaka mechanizmu regulacji łopatek wirnika. Zaawansowany model cyfrowy nie tylko umożliwia dokładne śledzenie i analizę warunków operacyjnych śmigłowca, ale również znacząco przyczynia się do zwiększenia jego bezpieczeństwa i wydajności. Omówiono szczegóły przedmiotowego rozwiązania, jego znaczenie oraz techniczne wyzwania, które musiały zostać przezwyciężone w drodze do jego realizacji.

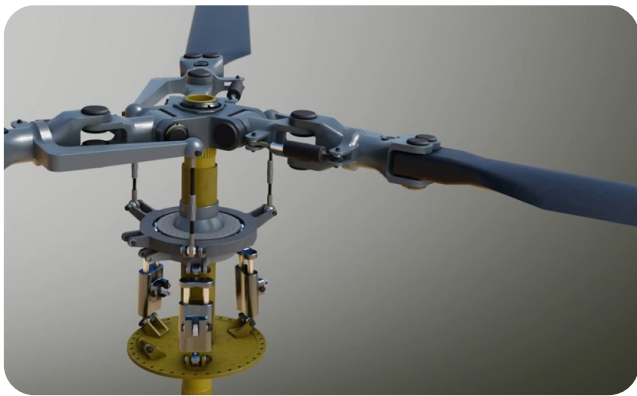
Słowa kluczowe: śmigłowiec, wirnik nośny, tarcza sterująca, cyfrowy bliźniak

Wprowadzenie

Przegubowy system wirnika śmigłowca charakteryzuje się wyjątkową elastycznością i możliwością szerokiego zakresu skręcania łopatek, co jest niezbędne do wykonywania skomplikowanych manewrów lotniczych. Centralnym elementem tego systemu jest tarcza sterująca, która przekłada polecenia pilota na precyzyjne ruchy łopatek wirnika. Mechanizm ten kontroluje zmiany pochylenia zbiorczego i cyklicznego, zarządzając jednocześnie ruchami obrotowymi łopatek. Precyzyjne sterowanie łopatkami wirnika jest niezwykle istotne dla osiągnięcia i bezpieczeństwa śmigłowca. Dokładne działanie tego mechanizmu umożliwia stabilny lot, zwrotność oraz zdolność do wykonywania złożonych operacji lotniczych [2, 3]. Rycina 1 przedstawia zespół wirnika śmigłowca, będący przedmiotem badań.



Ryc. 1. Zespół wirnika śmigłowca stanowiący przedmiot cyfrowego bliźniaka



Ryc. 2. System sterowania wirnikiem z tarczą sterującą

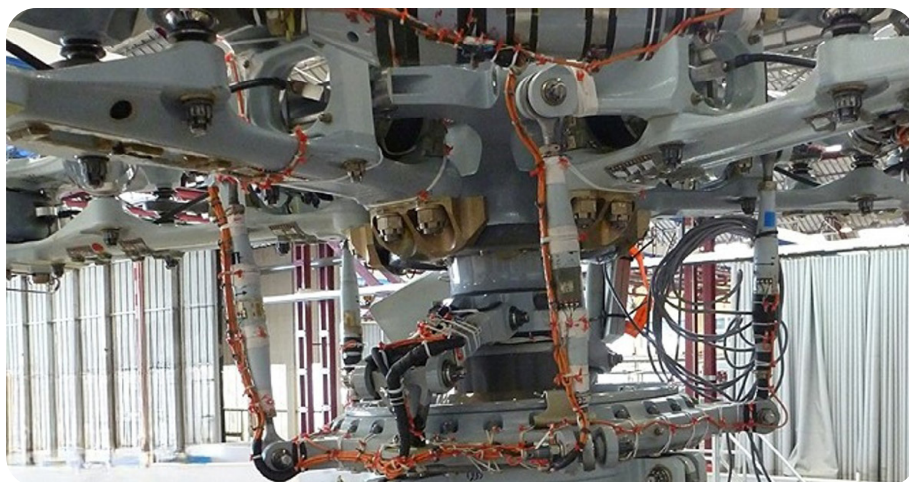
System sterowania wirnikiem za pomocą tarczy sterującej jest najważniejszym elementem umożliwiającym śmigłowcowi precyzyjne i stabilne wykonywanie zadań w różnych warunkach lotu (ryc. 2). Dzięki zaawansowanej konstrukcji system ten pozwala na koordynację wspólnych i indywidualnych zmian pochylenia łopat, a także zarządzanie ruchami obrotowymi i wyprzedzającymi. W praktyce oznacza to, że pilot jest w stanie dokładnie kontrolować każdy aspekt lotu śmigłowca – od startu, przez manewry w powietrzu, aż po

bezpieczne lądowanie. Prawidłowe działanie mechanizmu sterowania wirnikiem jest konieczne dla stabilności lotu, zwrotności i zdolności do wykonywania skomplikowanych operacji lotniczych. Regularne kontrole i testy, takie jak badania ultradźwiękowe i kontrola penetracyjna elementów, pozwalają na wykrycie wewnętrznych wad i pęknięć w komponentach, co zapobiega krytycznym awariom i zapewnia ciągłą bezpieczną eksploatację śmigłowca [4, 5].

Cyfrowy bliźniak układu sterowania wirnikiem nośnym śmigłowca

Opracowanie cyfrowego bliźniaka mechanizmu regulacji łopat śmigłowca otwiera nowe możliwości w zakresie monitorowania i konserwacji dynamicznych systemów lotniczych. Politechnika Lubelska, korzystając z zaawansowanego stanowiska testowego, opracowała cyfrowy model mechaniki wirnika nośnego, który umożliwia ciągłe monitorowanie stanu konstrukcji. Projekt ten koncentruje się na stworzeniu cyfrowego bliźniaka elementów nośnych łączników skokowych wirnika głównego, co pozwala na dokładne symulowanie rzeczywistych warunków operacyjnych. Precyzyjne pomiary dostarczają niezbędnych danych, które są integrowane z modelami cyfrowych bliźniaków, umożliwiając im dokładne symulowanie rzeczywistych warunków. Na rysunku tytułowym przedstawiono przyjęty schemat obciążeń w układzie głowica – tarcza sterująca – wirnik.

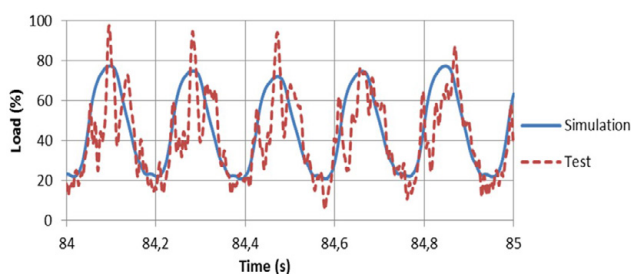
Jednym z głównych wyzwań technicznych w opracowaniu cyfrowego bliźniaka mechanizmu regulacji łopat śmigłowca jest oprzyrządowanie wszystkich części mechanicznych w locie [1]. Instalowanie czujników na obracających się częściach, takich jak pręty podziałowe, jest trudne i niepraktyczne ze względu na dynamiczny ruch wirnika (ryc. 3). Jednakże, dzięki strategicznie rozmieszczonym czujnikom na określonych częściach systemu, cyfrowy bliźniak może skutecznie obliczać obciążenia przyłożone do innych komponentów, minimalizując potrzebę rozbudowanego oprzyrządowania fizycznego. Do skonstruowania cyfrowego bliźniaka najlepsze jest wykorzystanie symulacji wieloobiektowej,



Ryc. 3. Oprzyrządowanie głowicy wirnika głównego

ponieważ metoda ta doskonale sprawdza się w obliczaniu obciążeń i przemieszczeń na połączeniach mechanizmów. Do tego celu szczególnie dobrze nadaje się formalizm wielokorpusowy, ponieważ może obsługiwać duże przemieszczenia i efekty dynamiczne, które mają podstawowe znaczenie w badaniu wirników helikopterów.

Testy przeprowadzone w tunelu aerodynamicznym oraz na stanowisku testowym pozwoliły na weryfikację dokładności cyfrowego bliźniaka. Wyniki wykazały wysoką zgodność z danymi symulacyjnymi, co potwierdza skuteczność opracowanego modelu. Analizy obejmowały badania aerodynamiki, dynamiki konstrukcji i mechaniki lotu, wspierane przez złożone symulacje komputerowe. Testy te były wymagane, aby zapewnić, że cyfrowy bliźniak dokładnie odzwierciedla rzeczywiste warunki operacyjne. Weryfikacja obejmowała pomiary obciążeń siłowników hydraulicznych, które są częściami nieobrotowymi i łatwymi do oprzyrządowania w normalnych warunkach lotu, oraz symulację obciążeń części obrotowych. Symulowane obciążenia były następnie porównywane z wynikami eksperymentalnymi ze stanowiska testowego, aby zapewnić dokładność cyfrowego bliźniaka (ryc. 4).



Ryc. 4. Symulowane obciążenie przegubu głowicy wirnika

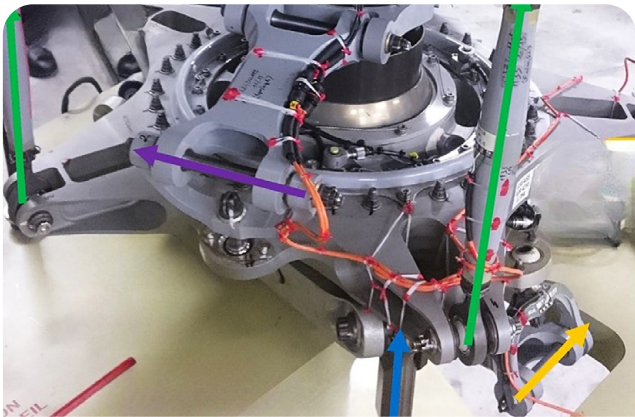
Cyfrowe bliźniaki są bardzo przydatne w dziedzinie systemów dynamicznych śmigłowców, szczególnie dlatego, że bezpośrednie oprzyrządowanie każdej części mechanicznej podczas lotu stanowi poważne wyzwanie. Na przykład oprzyrządowanie wirnika nośnego podczas prób w locie obejmuje liczne i nieporęczne czujniki, co ilustrują pomarańczowe elementy na rycinie 3. Instalowanie czujników na obracających się częściach, takich jak popychacze, jest niezwykle trudne ze względu na dynamiczny ruch wirnika helikoptera [1]. W związku z tym niepraktyczne jest stosowanie takich czujników na śmigłowcach służbowych w locie bez nakładania znacznych obciążeń związanych z utrzymaniem. W tym miejscu w grę wchodzi użyteczność cyfrowych bliźniaków. Wykorzystując dane pozyskane ze strategicznie rozmieszczonych czujników na określonych częściach systemu, cyfrowy bliźniak może skutecznie obliczyć obciążenia przyłożone do wszystkich innych komponentów. Takie podejście minimalizuje potrzebę rozbudowanego oprzyrządowania fizycznego. Do skonstruowania cyfrowego bliźniaka wykorzystuje się symulacje wielomasowe, ponieważ metoda ta sprawdza się w obliczaniu obciążeń i przemieszczeń na połączeniach mechanizmów. Matematyczny formalizm wielomasowy sprawdza się przy tym szczególnie dobrze, ponieważ może szacować duże wartości przemieszczeń i odkształceń, które mają strategiczne znaczenie w badaniu wirników helikopterów.

Aspekty technologiczne syntezy cyfrowego bliźniaka

Realizacja projektu cyfrowego bliźniaka mechanizmu sterowania wirnikiem głównym obejmowała dedykowane stanowisko testowe. Stanowisko to, pokazane na rycinie 5, składa się wyłącznie z elementów mechanizmu sterującego wirnika nośnego, co pozwala na kompleksowe testowanie zarówno pod obciążeniami statycznymi, jak i dynamicznymi. Wykorzystanie pełnowymiarowego stanowiska testowego jest korzystne, ponieważ nie tylko zawiera oprzyrządowanie, które zostanie zainstalowane na śmigłowcu – dostarczając dane bezpośrednio do cyfrowego bliźniaka – ale także zapewnia dodatkowe możliwości pomiarowe. Te dodatkowe pomiary, dostępne tylko za pośrednictwem stanowiska laboratoryjnego, mają bardzo duże znaczenie dla weryfikacji dokładności cyfrowego bliźniaka. Na przykład mierzone są obciążenia siłowników hydraulicznych, które są częściami nieobrotowymi. Części te można łatwo oprzyrządować nawet w normalnych warunkach lotu, a ich pomiary są wykorzystywane jako dane wejściowe dla cyfrowego



Ryc. 5. Stanowisko testowe głowicy wirnika śmigłowca



Ryc. 6. Oprzyrządowana głowica wirnika głównego z zaznaczonymi kierunkami obciążeń w poszczególnych elementach mechanizmu sterującego

bliźniaka. Rycina 6 przedstawia szczegóły głowicy wirnika z zaznaczonymi kierunkami obciążeń działających w elementach mechanizmu sterowania. I odwrotnie, obciążenia części obrotowych, takich jak popychacze, nie są zwykle mierzone w locie, ale mogą być symulowane przez cyfrowego bliźniaka. Symulowane obciążenia są następnie porównywane z wynikami eksperymentalnymi ze stanowiska testowego, aby zapewnić dokładność cyfrowego bliźniaka.

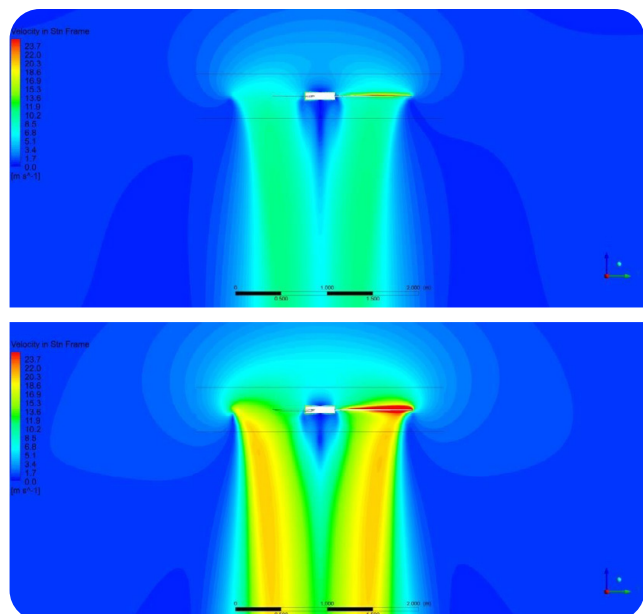
Przyjęto ścieżkę badawczą, która obejmuje metody zdolne dostarczyć odpowiednich dowodów dla procesu certyfikacji zgodnie z kryteriami opisanymi w przepisach lotniczych (FAR, JAR). Przeprowadzone analizy objęły aspekty aerodynamiki, dynamiki konstrukcji i mechaniki lotu. Podejście analityczne opierało się na strategii kosymulacji, wykorzystując jednocześnie różne środowiska obliczeniowe, takie jak FEM, CFD, MBD, oraz algorytmy opisujące mechanikę lotu i mechanikę generowania siły nośnej. Integracja tych różnorodnych środowisk została osiągnięta dzięki interfejsowi Matlab/Simulink. Procedura badawcza została podzielona na dwa główne bloki: analityczny i laboratoryjno-weryfikacyjny. Do podstawowych elementów bloku analitycznego należał dobór

parametrów kinematycznych wirnika oraz odpowiedni opis budowy głowicy i łopat wirnika w konfiguracji referencyjnej. Badane obiekty definiowane są jako klasyczny trójlapatowy wirnik przegubowy wyposażony w aktywny układ sterowania geometrycznym kątem skrzywienia łopaty. Sterowanie wirnikiem, a także regulacja pochylecia, skoku i zbiorczego kąta pochylecia odbywa się za pomocą zespołu tarczy sterującej. Przyjęto klasyczną koncepcję głowicy wirnika, która obejmuje: zawias poziomy odpowiedzialny za obracanie łopat w płaszczyźnie ciągu, zawias pionowy odpowiedzialny za opóźnienie łopaty w płaszczyźnie obrotowej oraz zawias osiowy odpowiedzialny za zmianę kąta nachylenia ostrza. Ta tradycyjna konstrukcja zapewnia skuteczną kontrolę i stabilność układu wirnika.

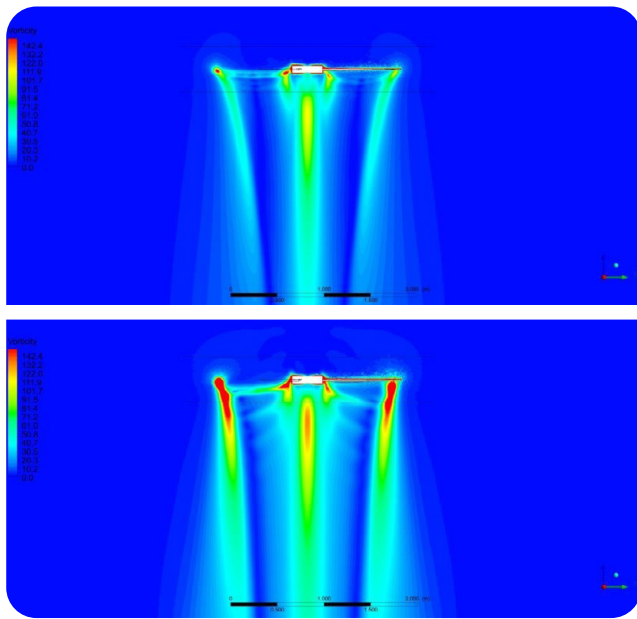
Metodologia budowy cyfrowego bliźniaka

Budowa cyfrowego bliźniaka wymaga metodycznego podejścia opartego na strategii kosymulacji, która obejmuje równoległe operacje w wielu dyscyplinach inżynierskich, wspierane i weryfikowane metodami eksperymentalnymi. W tym celu problem badawczy, będący przedmiotem cyfrowego bliźniaka, został podzielony na następujące podstawowe grupy zadaniowe:

- konstrukcja łopaty wirnika nośnego przeznaczona do montażu na klasycznej głowicy wirnika (w oparciu o schemat wirnika przegubowego z konwencjonalnym układem dźwigni obrotu łopat),
- analiza rozkładu masy, sztywności na zginanie w płaszczyźnie mniejszej i większej sztywności lemiesza oraz sztywności skrętnej,
- weryfikacja charakterystyk aerodynamicznych z literatury w oparciu o metody CFD,
- rozszerzenie analiz CFD w celu weryfikacji i korekty charakterystycznych wymiarów profilu, takich jak położenie środka aerodynamicznego. Przykładowe wyniki symulacji metodą CFD przedstawiono na rycinach 7 i 8.



Ryc. 7. Symulacja prędkości przepływu dla dwóch wartości kąta natarcia



Ryc. 8. Symulacja wirowości przepływu dla dwóch wartości kąta natarcia

Weryfikacja cyfrowego bliźniaka mechanizmu sterowania wirnikiem głównym śmigłowca

Moduł zamontowany w centralnej części stanowiska badawczego odpowiada za rejestrację danych z dwóch tensometrów z częstotliwością 25 Hz oraz z akcelerometru z częstotliwością 175 Hz. Główny moduł sterujący wykorzystuje technologię Wi-Fi. Dostępny w przeglądarce internetowej specjalny interfejs pozwala na monitorowanie pracy stanowiska badawczego, odczytywanie sygnałów pomiarowych, wyzwalanie rejestracji oraz sterowanie systemem z dowolnego miejsca w zasięgu sieci.

Podsumowanie

Opracowanie cyfrowego bliźniaka mechanizmu regulacji łopat śmigłowca stanowi znaczący krok naprzód w dziedzinie inżynierii lotniczej. Dzięki precyzyjnym modelom cyfrowym możliwe jest lepsze zrozumienie obciążeń działających na krytyczne komponenty śmigłowca, co przekłada się na poprawę bezpieczeństwa i wydajności operacyjnej. Zorientowane na rozwój lotnictwo widzi w cyfrowych bliźniakach nie tylko narzędzie do predykcyjnej konserwacji, ale także do optymalizacji projektowania i eksploatacji śmigłowców. Politechnika Lubelska poprzez prowadzone badania wdraża innowacyjne rozwiązanie, które posiada potencjał zrewolucjonizowania sposobu, w jaki dynamiczne systemy lotnicze są monitorowane i konserwowane.

Wprowadzenie cyfrowego bliźniaka mechanizmu regulacji łopat śmigłowca to innowacja, która może poprawić sposób monitorowania i konserwacji dynamicznych systemów lotniczych. Dzięki zaawansowanym algorytmom i precyzyjnym pomiarom ten cyfrowy model pozwala na dokładne symulacje rzeczywistych warunków operacyjnych, co zwiększa bezpieczeństwo i efektywność lotów śmigłowców. Cyfrowe bliźniaki, dzięki precyzyjnym modelom i zaawansowanym technikom symulacji, zapewniają lepszy poziom zrozumienia i kontroli nad złożonymi systemami lotniczymi, otwierając nowe możliwości w zakresie bezpieczeństwa, wydajności i długowieczności śmigłowców.

Bibliografia:

- [1] Cooke, A.K., Fitzpatrick, E. (2002). *Helicopter Test and Evaluation*. New Jersey: John Wiley & Sons.
- [2] Padfield, G. (1998). *Dynamika lotu śmigłowców*. Sulejówek: Wydawnictwa Komunikacji i Łączności.
- [3] Seddon, J., Newman, S. (2011). *Basic Helicopter Aerodynamics* (3rd ed.). New Jersey: John Wiley & Sons.
- [4] Szabelski, K., Jancelewicz, B., Łucjanek, W. (1995). *Wstęp do konstrukcji śmigłowców*. Sulejówek: Wydawnictwa Komunikacji i Łączności.
- [5] Witkowski, R. (2023). *Wprowadzenie do wiedzy o śmigłowcach*. Warszawa: Wydawnictwo Naukowe Instytutu Lotnictwa.

Aktualne i archiwalne numery
TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ
znajdziesz na platformie czasopism Wydawnictwa Politechniki Lubelskiej

TECHNIKA lotnicza I ASTRONAUTYCZNA

AVIATION AND SPACE TECHNOLOGY



zeskanuj i wejdź

Konstrukcja i technologia szybowca SZD-51-1 Junior

Tomasz Murawski



Ryc. 1. Junior SP-3304 – widok z boku

Fot. Lech Zielaskowski

Streszczenie

Artykuł omawia wybrane zagadnienia szybowców konstruowanych z wykorzystaniem technologii kompozytów szklano-epoksydowych. Przedstawiono podstawy technologii tych kompozytów z wyszczególnieniem zasadniczych materiałów oraz metod produkcyjnych. Zaprezentowano konstrukcję szybowca SZD-51-1 Junior, który stanowi przykład statku powietrznego skonstruowanego i produkowanego w oparciu o przedmiotową technologię.

Słowa kluczowe: szybowce kompozytowe, konstrukcja szybowców, technologia wykonania

Wstęp

W drugiej połowie lat 70. zaczęły być popularne szybowce szkolno-treningowe o bardzo małym wyposażeniu, bez chowanego podwozia. Mgr inż. Stanisław Zientek z Szybowcowego Zakładu Doświadczalnego skonstruował wówczas szybowiec SZD-51 Junior. Przedprototyp SZD-51 został oblatany na lotnisku Aleksandrowice w Bielsku-Białej w dniu 31 grudnia 1980 r. przez pilota doświadczalnego mgr inż. Januarego Romana. Oblot prototypu nastąpił natomiast dopiero 12 sierpnia 1983 r., po wprowadzeniu niezbędnych poprawek konstrukcyjnych oraz po unormowaniu się sytuacji w Polsce i zakończeniu stanu wojennego. Szybowiec ten był produkowany seryjnie w ilości 242 sztuk w kooperacji Wrocław-Bielsko-Biała, aż do zamknięcia zakładu szybowcowego w 1999 r.



Ryc. 2. „Junior” w locie podczas prób
Fot. Lech Zielaskowski



Ryc. 3. Kabina „Juniora”
Fot. Lech Zielaskowski



Ryc. 4. Przód kadłuba szybowca „Junior” produkowanego obecnie przez Allstar PZL Gliders

Fot. <https://szdallstar.com/en/news/our-szd-51-1-junior-starts-the-season>

„Junior” okazał się wielkim sukcesem, przede wszystkim konstrukcyjnym i technologicznym, ale też produkcyjnym [1]. Został wyróżniony w 1986 r. Wojewódzką Nagrodą NOT – I miejsce za wybitne osiągnięcia w dziedzinie techniki. Na Szybowcowych Mistrzostwach Świata w 1991 r. w Uvalde (USA) Janusz Trzeciak zajął drugie miejsce, startując w klasie standard na szybowcu SZD-51-1. Dzisiaj „Junior” jest produkowany przez nową firmę Allstar PZL Glider, która w 2001 r. wykupiła masę upadłościową SZD.

Fotografie na rycinach 1, 2, 3 i 4 przedstawiają przedmiotowy szybowiec.

Proces technologiczny produkcji szybowca „Junior”

Kompozyty wytrzymałościowe zbrojone tkaninami z włókna szklanego i sztuczną żywicą stanowią od lat 70. ubiegłego wieku podstawę budowy szybowców w Polsce. Pierwszym szybowcem w kraju, skonstruowanym na bazie kompozytów szklano-epoksydowych, był SZD-37 Jantar, projektowany w latach 1969–72. Opanowano wówczas budowę i konstrukcję wysokowytrzymałych skorup z kompozytu. Opracowano też proces obliczania takich ustrojów, jak też badania pod względem wytrzymałościowym i, przede wszystkim, zmęczeniowym. Niemalą rolę odgrywała też sztywność skorup. Zasadniczo, przy projektowaniu „Juniora” korzystano ze sprawdzonych rozwiązań konstrukcyjnych „Jantara”, zaczęto też jednak wprowadzać innowacje [2]. Nowe rozwiązania do dziś stanowią aktualne dane do konstruowania szybowców kompozytowych. Są to między innymi: konstrukcja dźwigara z litą ścianką, zespół szkieletu skrzydła (zespalone napędy w skrzydle), budowany na osobnym stanowisku i wklejany w skrzydło podczas budowy, unifikacja podstawowych zespołów mechanizmów sterowych, lity kadłub niewymagający podciśnienia podczas budowy. Wszystkie te zmiany

spowodowały zmniejszenie pracochłonności z 2500 godzin dla SZD-48-3 Jantar Std. 3 do 1500 godzin dla SZD-51-1 Junior. Podczas budowy prototypu „Juniora” opracowano przede wszystkim tak zwane oprzyrządowanie seryjne. Jego ostateczną weryfikację stanowiło wykonanie pierwszej sztuki szybowca. Ogólny schemat procesu budowy przedstawiono na rycinie 5, natomiast rycina 6 ilustruje podział konstrukcyjno-technologiczny typowego szybowca laminatowego. W tabeli 1 zawarto podstawowe parametry wytrzymałościowe kompozytu szklano-epoksydowego.

W skład oprzyrządowania wchodziły:

- wzorce i wzorniki,
 - makiety,
 - sprawdziany,
 - foremnik do budowy skorup,
 - przyrządy montażowe,
 - oprzyrządowanie uzupełniające.
- Zakłada się, że oprzyrządowanie powinno zapewnić:
- pełną zamienność głównych zespołów szybowca – skrzydła, lotki, statecznik poziomy, ster wysokości, ster kierunku, płyty hamulca aerodynamicznego, szkło limuzyny, części szkieletu limuzyny, podwozie, zespoły napędów,
 - uzyskanie założonych cykli produkcyjnych,
 - sprawne przeprowadzenie kontroli oprzyrządowania.

Główne zespoły szybowca wykonywane były z kompozytów szklano-epoksydowych. W związku z tym pomieszczenia produkcyjne musiały spełniać wymogi produkcji kompozytów wytrzymałościowych, a w szczególności uwzględniać następujące warunki:

- temperaturę od +20°C do +30°C,
- wilgotność maksymalną rzędu 80 %,
- stosowne oświetlenie, wentylację, posadzkę oraz wyposażenie zgodnie z obowiązującymi przepisami BHP.

W celu zapewnienia wymaganej jakości oraz odpowiedniego przebiegu seryjnego procesu produkcyjnego powierzchnię produkcyjną wyposażono w:

- dozowniki mechaniczne do kompozycji laminującej,
- instalacje podciśnieniowe,
- komorę grzewczą,
- termografy i zegary kontrolne.

Dokumentacja technologiczna prototypów była z reguły uproszczona i składała się z:

- instrukcji budowy głównych zespołów szybowca oraz zespołów i elementów wymagających szczególnych zabiegów technologicznych.

Dokumentacja technologiczna produkcji seryjnej zawierała:

- dziennik kompletacji szybowca,
- karty technologiczne wykonania części, zespołów, montażu,
- schematy montażu,

Tab. 1 Tabela wytrzymałości – właściwości kompozytu na tle innych materiałów używanych w budowie szybowców.

Właściwość / Materiał	drewno	duraluminium	stal stopowa	kompozyt szklany	kompozyt węglowy	kompozyt aramidowy
Rozrywanie R_m [MPa]	80	450	1600	1100	1500	1550
Masa właściwa ρ [g/cm ³]	0,5	2,8	7,8	1,7	1,4	1,3
Stosunek R_m/ρ	160	160	205	650	1070	1200

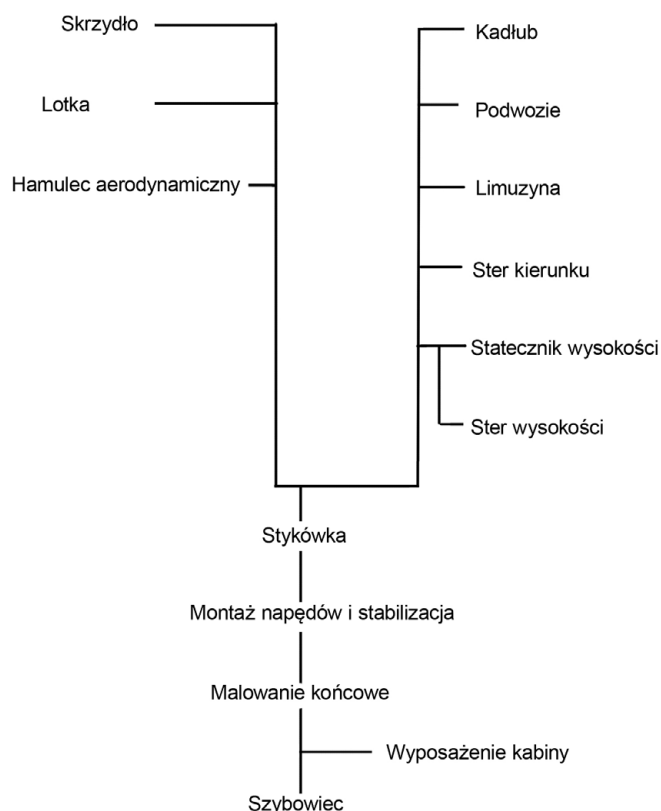
- karty normowania czasów,
- spis pomocy warsztatowych,
- zestawienie robocizny według grup i stanowisk,
- zbiorcze zestawienie materiałów do budowy,
- zbiorcze zestawienie części normalnych,
- rysunki konstrukcyjne oprzyrządowania specjalnego,
- schematy układania tkanin delaminazowych,
- obowiązujące instrukcje technologiczne i warsztatowe.

Podstawę do odbioru szybowca stanowią:

- dokumentacja konstrukcyjna,
- dokumentacja technologiczna,
- wzorce i wzorniki.

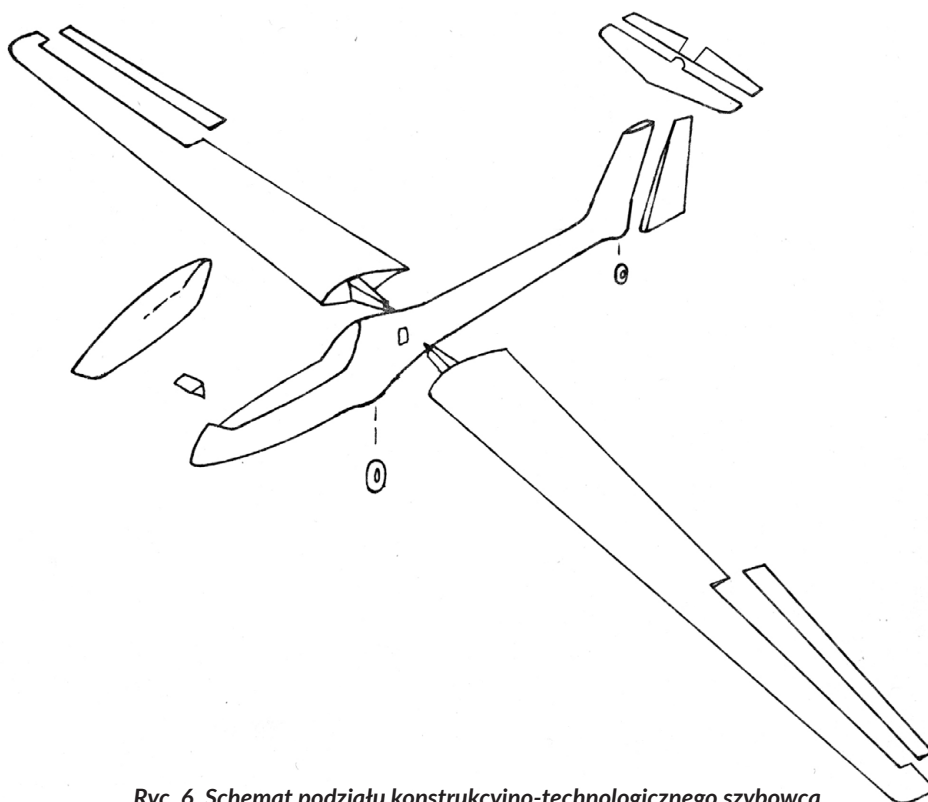
Do uzyskania certyfikatu typu należało przeprowadzić:

- próby sztywności zespołów i napędów,
- próby wytrzymałościowe konstrukcji,
- próby zmęczeniowe,
- próby rezonansowe i analizę flutterową,
- próby w locie.



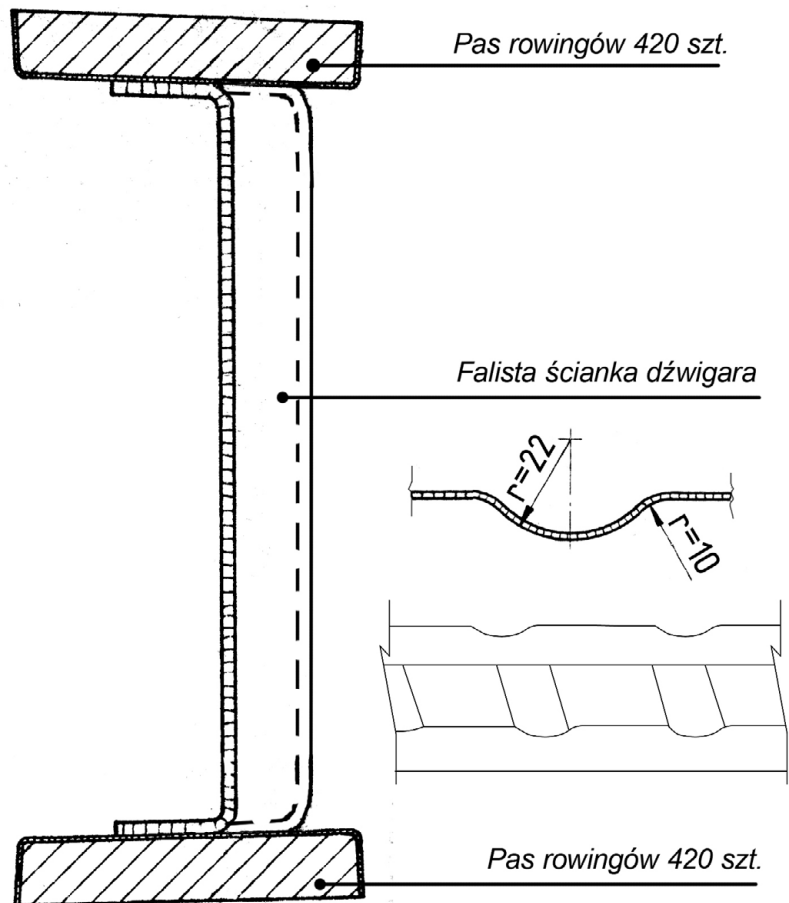
Ryc. 5. Schemat budowy szybowca

Rys. Tomasz Murawski



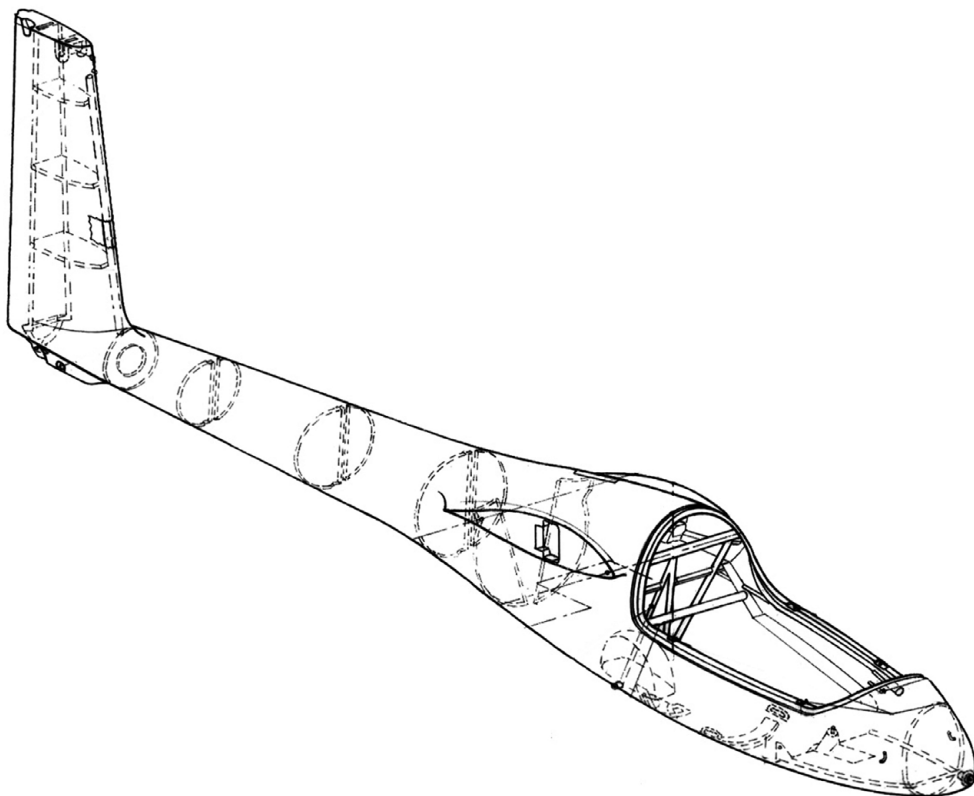
Ryc. 6. Schemat podziału konstrukcyjno-technologicznego szybowca

Rys. Tomasz Murawski



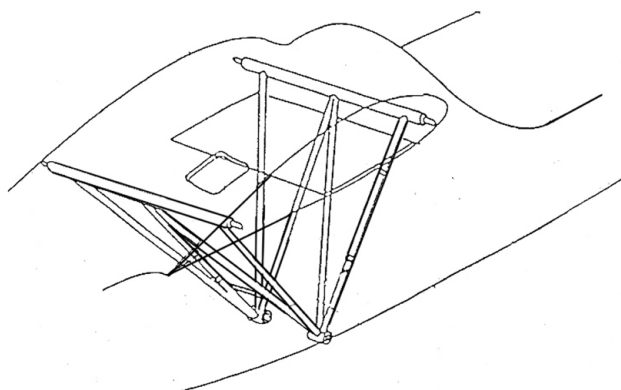
Ryc. 7. Przekrój poprzeczny dźwigara skrzydła szybowca „Junior”

Rys. Tomasz Murawski

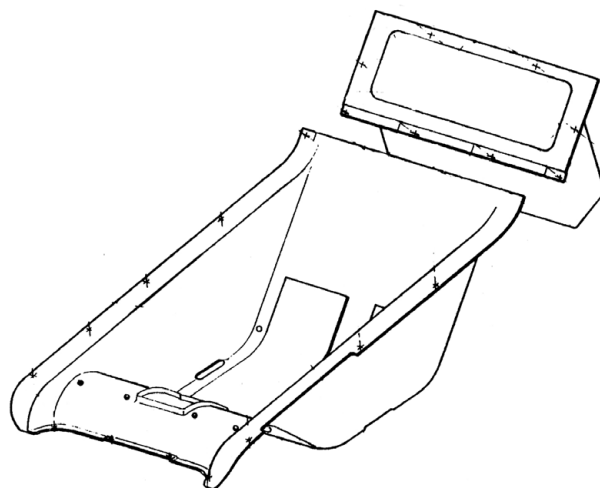


Ryc. 8. Przekrój poprzeczny kadłuba „Juniora”

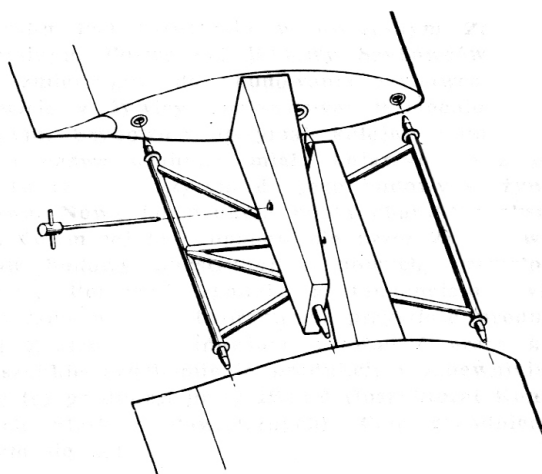
Źródło: Archiwum SZD



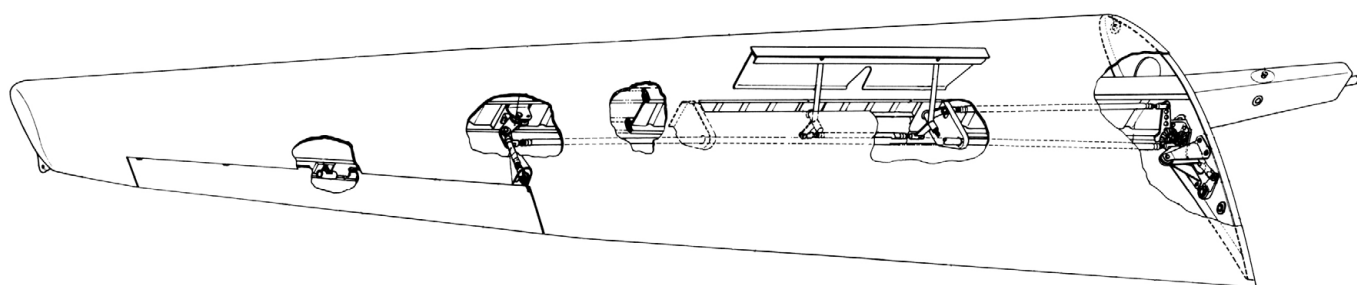
Ryc. 9. Spawana metalowa kratownica z rur stalowych, stanowiąca główny filar wytrzymałościowy zespołu skrzydło-kadłub
Źródło: Archiwum SZD



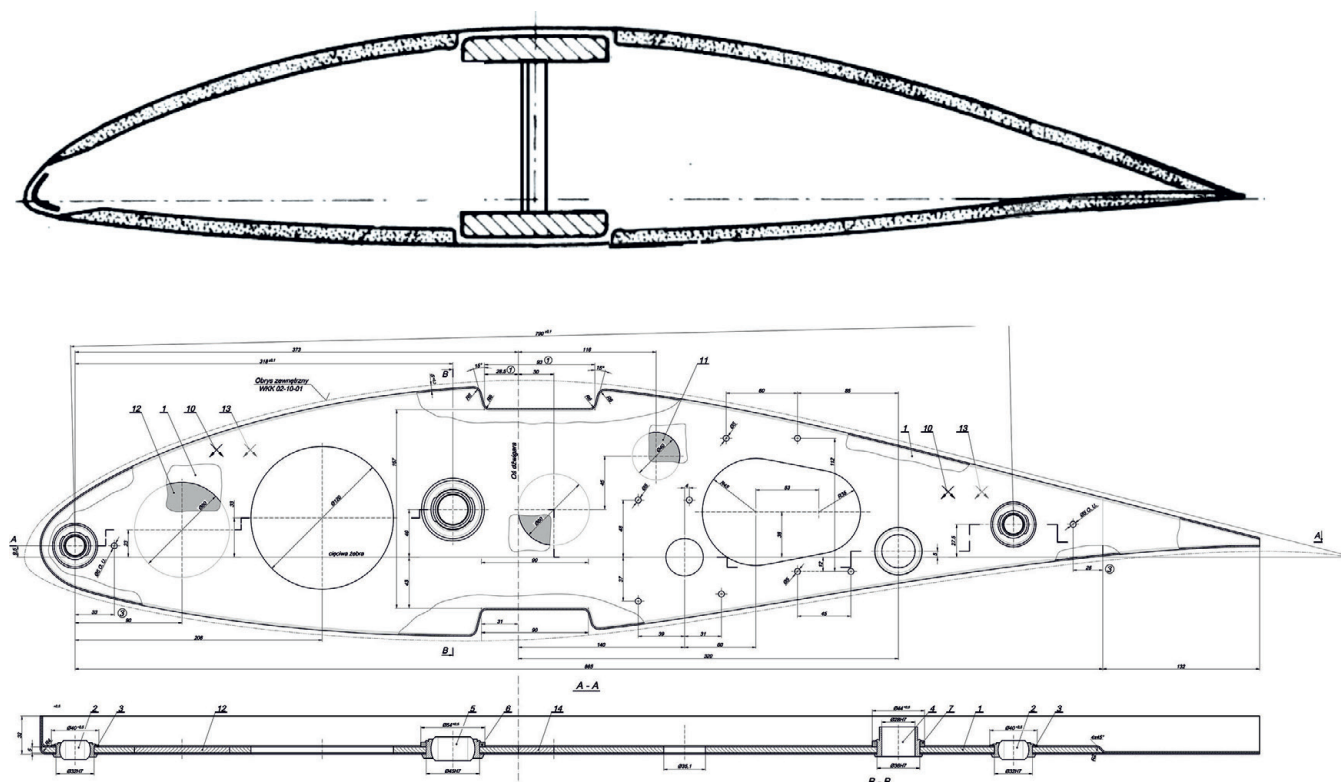
Ryc. 10. Osobny zespół kabiny pilota – tak zwana miska pilota
Źródło: Archiwum SZD



Ryc. 11. Centralna część szybowca z kratownicą – montaż skrzydeł do kadłuba
Źródło: Archiwum SZD



Ryc. 12. Przekrój poprzeczny skrzydła „Juniora”
(widoczne żebro nasadowe, dźwigar, hamulec aerodynamiczny i inne szczegóły konstrukcyjne)
Źródło: Folder reklamowy PZL



Ryc. 13. Przekrój przez skrzydło – profil skrzydła oraz rysunek z dokumentacji technicznej „Juniora” żebra nasadowego

Rys. Tomasz Murawski, Archiwum Allstar PZL Glider

Na rycinach 7–13 pokazano wybrane szczegóły konstrukcyjne szybowca SZD-51-1 Junior. Rycina 7 przedstawia przekrój poprzeczny dźwigara skrzydła, który jest belką dwuteową. Przekrój aksonometryczny kadłuba pokazano na rycinie 8, zaś rycina 9 ilustruje schemat kratownicy stanowiącej centralny podzespół szkieletowy kadłuba. Na rycinie 10 jest miska siedzeniowa, wyprofilowana anatomicznie, na której układane jest siedzisko pilota, natomiast rycina 11 obrazuje fragment spawanej kratownicy w środkowej części kadłuba, razem z kikutami dźwigarów – schemat montażu kadłuba i skrzydeł. Rycina 12 przedstawia schemat konstrukcyjny skrzydła, widoczne jest umiejscowienie poszczególnych elementów: dźwigara, hamulca aerodynamicznego, napędów lotek i żebra nasadowego, którego rzut pokazano na rycinie 13. Dodatkowo ostatnia wymieniona rycina zawiera typowy przekrój skrzydła z zaznaczonym dźwigarem i skorupami poszycia.

Podział technologiczny

W przypadku budowy szybowców z kompozytu opracowano technologię produkcji, znaną z budowy samolotów konstrukcji półskorupowej z metalu. Skrzydło zostało podzielone na dwie części w płaszczyźnie poziomej – wzdłuż cięciwy. Tak samo podzielono usterzenie poziome. Kadłub natomiast, wraz ze stanowiącym całość statecznikiem pionowym, również został podzielony na dwie części, ale w płaszczyźnie pionowej. Połówki tych zespołów, czyli skorupy kompozytowe z przekładką (skrzydła, usterzenia i kadłub) buduje się w foremnikach: skrzydła oraz usterzenie

poziome mają foremniki dolny i górny, a kadłub wraz ze statecznikiem pionowym – lewy i prawy. Następnie, również w foremnikach, skleja się ze sobą części zespołów, po czym wyjmuje się gotowe elementy, np. skrzydła. Po odpowiednim przygotowaniu – „odnowieniu” – foremnik jest gotowy do budowy tego samego podzespołu. Z jednego foremnika można więc zbudować znaczną liczbę skorup. Warunkiem jest trwałość foremników, stąd bardzo istotna jest ich konstrukcja oraz jakość użytych do ich budowy materiałów. Sam foremnik powstaje w wyniku laminowania wzorca, czyli szybowca wykonanego w skali 1 : 1, np. z twardej pianki PCV i odpowiedniego podziału technologicznego podczas jego wykonywania. Skorupy odpowiadają za wytrzymałość szybowca, jak też zapewniają utrzymanie zadanej geometrii. Podlegają one szczególnej kontroli w procesie produkcji.

Wybrane szczegóły technologii wykonania skorup laminatowych w foremnikach zobrazowano na fotografiach. Rycina 14 ilustruje tylną część kadłuba, zaś na rycinie 15 pokazane są złożone foremniki kadłuba i statecznika poziomego. Skrzydło szybowca wraz z podzespołami wewnętrznymi w trakcie montażu pokazane jest na rycinie 16. Ryciny 17 i 18 ilustrują połówkę kadłuba w trakcie montażu. Widoczne są półwrgi, kratownica z rur stalowych, napędy sterów oraz żebra statecznika pionowego. Dodatkowo, szczegół kratownicy z rur stalowych pokazano na rycinie 19, natomiast rycina 20 obrazuje makietę kadłuba szybowca „Junior”. Szczegóły budowy skrzydła widać na rycinach 21 i 22: pierwsza rycina ilustruje skrzynkę hamulca aerodynamicznego w trakcie wklejania w dolną skorupę poszycia skrzydła, zaś całość skrzydła w trakcie klejenia pokazano na rycinie 22.



Ryc. 14. Tył kadłuba w budowie – widoczne żebra statecznika kierunku, napędy sterów
Źródło: Archiwum SZD



Ryc. 15. Złożone foremniki kadłuba i usterzenia poziome „Juniora”
Źródło: Tomasz Murawski



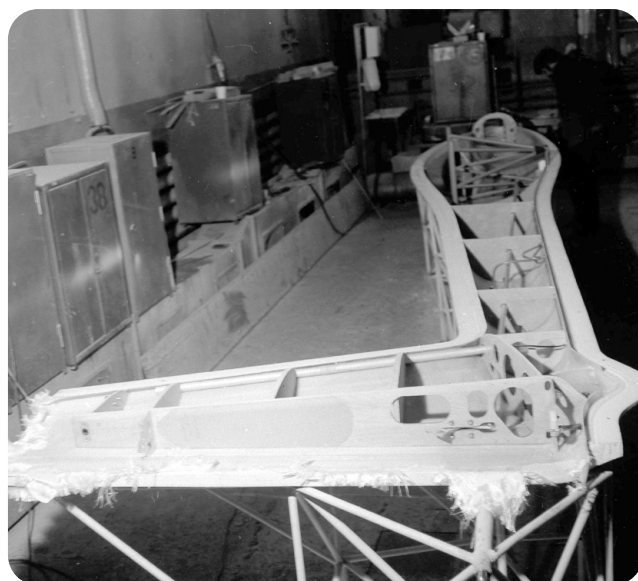
Ryc. 16. Mgr inż. Stanisław Zientek – główny konstruktor szybowca – przy foremniku dolnej skorupy skrzydła (widoczny wklejony dźwigar, szkielet skrzydła z napędami, skrzynka hamulca aerodynamicznego)

Źródło: Archiwum SZD



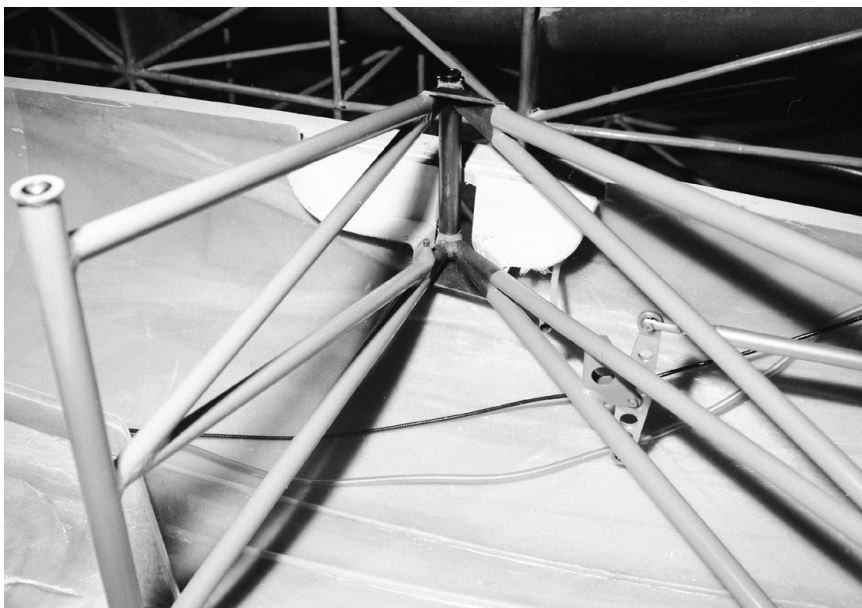
Ryc. 17. Kadłub „Juniora” w budowie (w foremnikach) – widoczna wklejona kratownica i inne wewnętrzne elementy kadłuba

Źródło: Archiwum SZD



Ryc. 18. Kadłub w budowie – widoczne zakończenie kadłuba: wklejony dźwigarek statecznika kierunku, żeberka, napędy

Źródło: Archiwum SZD



Ryc. 19. Wklejona w połówkę kadłuba kratownica centralna „Juniora”
Fot. Archiwum SZD



Ryc. 20. Makieta kadłuba „Juniora” w lewym foremniku
Źródło: Archiwum SZD



Ryc. 21. Wklejona do skorupy dolnej skrzynka hamulca aerodynamicznego, widoczny też popychacz napędu lotki i hamulca
Źródło: Archiwum SZD



Ryc. 22. Skrzydło w budowie

Źródło: Archiwum SZD

Materiały konstrukcyjne

Główne elementy konstrukcji szybowca „Junior” (ryc. 6):

- skrzydło – skorupy (dolna, górna), dźwigary, żebra, skrzynka hamulca aerodynamicznego, napędy, okucia metalowe,
- usterzenia – skorupy, okucia,
- kadłub – skorupy, napędy, okucia, podwozie, przyrządy pokładowe, rama limuzyny.

Nakład materiałów użyty do budowy 1 egzemplarza szybowca SZD-51 Junior:

rowing szklany ER 3005

tkanina 90070

tkanina 92110

15,30 kg,

41,25 m²,

19,94 m²,

tkanina 92125

tkanina 92140

tkanina 92145

tkanina 92145/200

(pas tkaniny o szerokości 200 mm)

pianka Conticell CC60 gr. 6,5 mm

pianka gr. 8 mm

żywica Epidian 52

utwardzacz Z-1

klej AR z utw. PK-1

płatki bawełniane

mikrobaloon

krzemionka „Cabosil”

plexi gr. 4 mm

emalia poliuretanowa ze składnikami

109,66 m²,

57,06 m²,

3,8 m²,

41,80 m²,

29,60 m²,

0,28 m²,

96,15 kg,

10,37 kg,

0,63 kg,

0,32 kg,

0,6 kg,

1,3 kg,

14,9 kg,

30,70 kg.

Konstrukcja szybowca SZD-51 Junior – powłoki:

I Skrzydło – skorupa dolna i górna:

1 warstwa zewnętrzna (licząc od foremnika) – Interglas 92140 – ułożona pod kątem 45°,

rdzeń – pianka Conticell 60 o grubości 6,5 mm,

1 warstwa wewnętrzna – Interglas 90070 – ułożona pod kątem 45°.

II Kadłub – skorupa lewa i prawa (warstwy główne):

3 warstwy – Interglas 92140 – ułożone wzdłuż kadłuba.

III Ster wysokości, lotka, ster kierunku – skorupa dolna i górna:

2 warstwy zewnętrzne – Interglas 92110 – ułożone pod kątem 45°,

1 warstwa zewnętrzna – Interglas 92125 – ułożona pod kątem 45°.

IV Statecznik wysokości – skorupa dolna i górna:

1 warstwa zewnętrzna – Interglas 90070 – ułożona pod kątem 45°,

1 warstwa zewnętrzna – Interglas 92145 – ułożona wzdłuż kadłuba,

rdzeń – pianka H60 o grubości 3 mm,

1 warstwa wewnętrzna – Interglas 92125 – ułożone pod kątem 45°.

Materiały do budowy skorup szybowca „Junior”

Materiały, które należy zastosować do wykonania kompozytu określa każdorazowo dokumentacja techniczna. Muszą one spełniać wymagania określone przez odpowiednie normy lotnicze i warunki techniczne. Znajomość zawartych w instrukcji informacji jest warunkiem dopuszczenia pracownika do wykonania nośnych elementów kompozytowych.

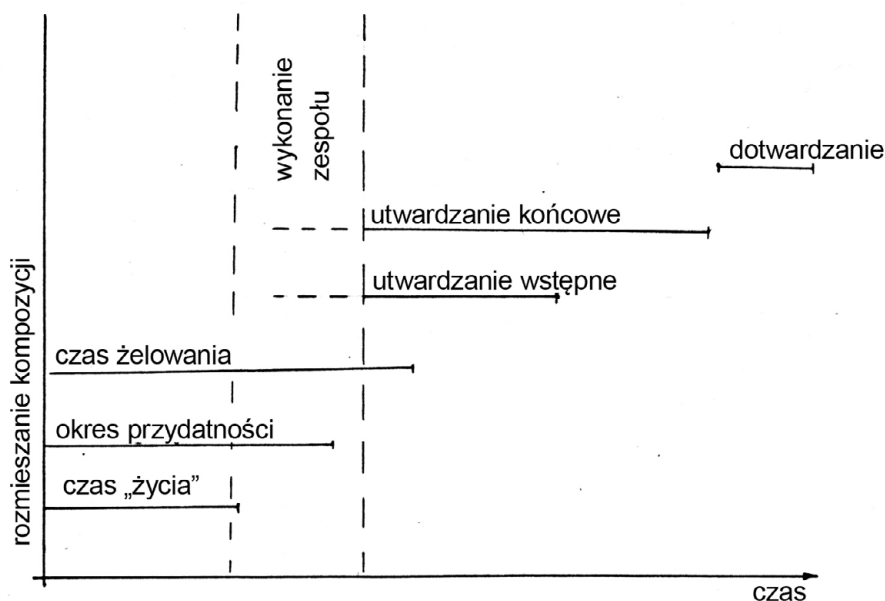
Opanowanie tych wiadomości sprawdza się podczas egzaminu kończącego przeszkolenie. Przed laminowaniem każdorazowo należy sprawdzić stan oprzyrządowania, szczególnie powierzchni licowych foremników. Pracownicy zatrudnieni przy laminowaniu powinni posiadać ważne uprawnienia laminaterskie. Przed rozpoczęciem czynności muszą zapoznać się z dokumentacją techniczną: wymaganiami technicznymi, rysunkami konstrukcyjnymi, dokumentacją technologiczną. Samo laminowanie polega na równomiernym przesycaaniu położonej na foremniku tkaniny poprzez odpowiednie dozowanie kompozycji. Ma to zapewnić powtarzalność ciężarową. Służy temu plan dozowania kompozycji.

Do budowy skorup szybowca używane są:

- tkaniny szklane firmy Interglas z preparacją I 550, odpowiednio 90070, 92110, 92125, 92140 i 92145, o odpowiedniej wadze i wytrzymałości,
- żywica epoksydowa Epidian 52+ z utwardzaczem Z1,
- rowing ER 2003 tex 2280.

Obecnie w produkcji szybowców stosuje się niemiecką żywicę epoksydową L 285 firmy MGS GMBH, produkowaną od 1985 r. Utwardzaczem jest roztwór o nazwach H 285, H286 lub H287 tej samej firmy, wywołujący różny czas zżelowania kompozycji.

Tkaniny szklane firmy Interglas z preparacją I 550 po przesycaeniu żywicą epoksydową Epidian 52+ Z1 (lub Epidian 53) w stosunku wagowym 1 : 1 tworzą kompozyt szklano-epoksydowy. Rowing ER 2003 tex 2280, służący przede wszystkim do budowy pasów dźwigara, przesyca się żywicą w stosunku objętościowym 1 : 1 w specjalnym urządzeniu, zwanym sycielem. Podczas prób rowingu stwierdzono, że sumaryczny tex rowingu w wiązce używanej do produkcji pasów dźwigara (tex szafy), powinien mieścić się w granicach 45600–50000. By spełnić ten warunek, na wiązkę przesycających jednocześnie rowingów składa się przeważnie 20 szpul. Przekładką jest twarda pianka PCV: Conticell CC60 o grubości 6,5 mm.



Ryc. 23. Diagram przedstawiający czas użytkowania kompozycji

Rys. Tomasz Murawski

Proces utwardzania kompozytów przebiega w czterech fazach. Pierwsza faza to żelowanie. Czas potrzebny do żelowania określany jest czasem „życia”. Liczony jest on od momentu wymieszania żywicy z utwardzaczem do całkowitego zastygnięcia – stwardnienia żywicy. Czas „życia” wynosi od 30 do 120 minut, w zależności od rodzaju żywicy, rodzaju utwardzacza i wielkości porcji kompozycji. Przedstawiono to schematycznie na rycinie 23. Należy zwrócić uwagę, aby wszelkie elementy klejone do kompozytu zostały unieruchomione i dociśnięte w tzw. okresie przydatności kompozycji do klejenia i pozostały w stanie docisku aż do końca okresu żelowania.

Faza druga to utwardzenia wstępne w temperaturze pokojowej. Jest to okres trwający od wykonania elementu do uzyskania własności mechanicznych, pozwalających na oddzielenie zespołu od formy, obróbkę mechaniczną, cięcie, przygotowania powierzchni do klejenia itp. Po zdjęciu z foremników, elementy utwardzone wstępnie mogą ulegać deformacji pod wpływem skurczów chemicznych, sił od podparcia czy ciężaru własnego. Elementy, których geometria jest istotna oraz elementy cienkościennie należy pozostawić w foremnikach o jedną dobę dłużej lub dotwardzić w formach w temperaturze 60°C. Czas utwardzenia wstępnego wynosi zazwyczaj 6 godzin.

Faza trzecia to okres do pełnego utwardzenia kompozytu, tj. uzyskania pełnych własności mechanicznych i trwałości kształtu w temperaturze pokojowej.

Czwarta faza polega na dotwardzeniu kompozytu w podwyższonej temperaturze. Proces ten można porównać do procesu hartowania stali. Dotwardzanie podwyższa własności kompozytu w wysokich temperaturach. Dotwardza się jedynie te elementy, dla których wymaga tego dokumentacja konstrukcyjna i technologiczna. Czas wygrzewania wynosi przeważnie 8 godzin w temperaturze 60°C.

Wszelkie czasy dotyczące utwardzania lub wygrzewania w temperaturach podwyższonych liczone są od chwili uzyskania wymaganej temperatury przez zespół.

Utwardzanie żywic jest też bardzo egzotermiczne – powoduje silne wydzielanie ciepła. W przypadku przygotowania zbyt dużej porcji może nawet nastąpić zapalenie się kompozytu. Ta właściwość powoduje duże problemy w produkcji szybowców, gdyż w trakcie wykonywania grubych skorup grzeją się także foremniki.

Procesy technologiczne w budowie szybowca „Junior”

Skrzydło

Skrzydło o obrysie dwutrapezowym ma profil FX S01-196 przy nasadzie i S01/2-158 na końcu. Konstrukcja jest całkowicie kompozytowa. Jeden dźwigar dwuteowy umieszczony w 40 % cięciwy, ma pasy rowingowe i ściankę falistą z litego kompozytu. Powłoka skrzydła to przekładka: piankowy wypełniacz ma grubość 6 mm, a kompozyt zewnętrzny stanowią dwie warstwy tkaniny 0,5 mm i jedna warstwa 0,5 mm wewnątrz. Skrzydło nie ma żeber ani poprzecznych usztywnień. Produkcyjnie powłoka skrzydła jest podzielona

na dwie skorupy, dolną i górną, w płaszczyźnie wertykalnej. Każda z nich jest ukształtowana na foremnikach wiernie odtwarzających profil z dokładnością do 0,2 mm. Budowę skorupy rozpoczyna się od naniesienia na foremnik warstwy rozdzielczej, następnie natrykuje się białą emalię – przyszłe pokrycie lakiernicze skrzydła. Po utwardzeniu emalii kładzie się kolejno: zewnętrzne tkaniny, przesycając je kompozycją za pomocą pędzla lub wałka, potem uprzednio przygotowany piankowy wypełniacz, a następnie tkaniny wewnętrzne. Ostatnią warstwą kładzioną na powłokę są tak zwane tkaniny delaminujące (delaminaż). Są one także nasączone żywicą, którą zdziera się przed klejeniem. Po zerwaniu tkaniny delaminazowej kompozyt jest już odpowiednio zszorstkowany i nie trzeba go ręcznie szlifować.

Po przykryciu odsysając nadmiar żywicy tkaniną jutową oraz folią zamyka się całość przeponą, odsysając spod niej powietrze. Dokładne opięcie przepony na foremniku gwarantuje wierne odwzorowanie kształtu foremnika przez skorupę. Utwardzenie skorupy następuje po 8 godzinach przy stale utrzymywanym podciśnieniu, wynoszącym 0,5–0,9 atm. Pasy dźwigara, podobnie jak jego falista ścianka, powstają w osobnym foremniku. Następnie całość jest klejona razem, już na skorupie dolnej. Po wklejeniu w dolną skorupę dźwigara ścianki tylnej, żebra zamykającego, skrzynki hamulca aerodynamicznego (ryc. 21) oraz napędów następuje sklejenie skorupy dolnej z górną. Jest ona wykonana podobnie, ale nie zawiera żadnych elementów wewnątrz.

Utwardzone skorupy skrzydeł, usterzenia i kadłub skleja się ze sobą na jednym z foremników (skorupa lewa i skorupa prawa). Do klejenia używa się odpowiednio zagęszczonej kompozycji Epidian 52+ Z-1. Do jej zagęszczenia stosuje się napełniacze w postaci rowingu ciętego, płatków bawełnianych, mikrobalonu i krzemionki kolooidalnej „Aerosil”.

Oddzielenie skrzydła od foremników kończy w zasadzie jego budowę. Pozostają jeszcze do wykonania: wykończenie dźwigara w części nasadowej, obcięcie naddatków, drobne prace monterskie, poprawki lakiernicze i wygrzewanie skrzydła w temp. 60°C w specjalnej komorze, podczas którego następuje ostateczne utwardzenie żywicy. W podobny sposób, osobno, wykonuje się lotki.

Skrzydła są łączone typowym dla szybowców kompozytowych układem widlastych okuć, a do kadłuba podwieszane są za pomocą czterech kulistych gniazd, które wprowadza się w trzpienie wystające z kadłuba. Połączenie uzyskuje się przez spięcie czoł dźwigarów sworzniem.

Usterzenie

Usterzenie wysokości w układzie „T” wykonane jest całkowicie z kompozytu o konstrukcji podobnej do skrzydła. Podobnie wykonywany jest ster kierunku. Usterzenie wysokości mocuje się dwoma wystającymi okuciami, które są wprowadzane od góry w odpowiednie gniazda w stateczniku kierunku. Połączenie uzyskuje się przez spięcie okuć długim sworzniem, którego końcówka wystaje z krawędzi natarcia statecznika kierunku.



Ryc. 24. Szyba limuzyny przed wklejeniem w ramę – pleksi o grubości 4 mm

Źródło: Archiwum SZD

Kadłub

Kadłub wykonany z kompozytu jest formowany w dwóch niekrowych foremnikach w płaszczyźnie pionowej. Przed zaklejeniem obu połówek trzeba wkleić do środka całe wyposażenie szybowca, w tym kratownicę części środkowej (spawaną z rur stalowych), która łączy skrzydła oraz stanowi podstawę mocowania stałego podwozia głównego – elementy ustereżenia kierunku i elementy sterowania. Skleina kadłuba wzmocniona jest na zewnątrz taśmą, wzdłuż całego obwodu, łącznie ze statecznikami pionowym.

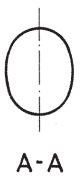
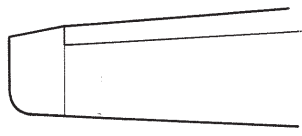
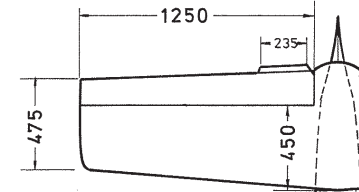
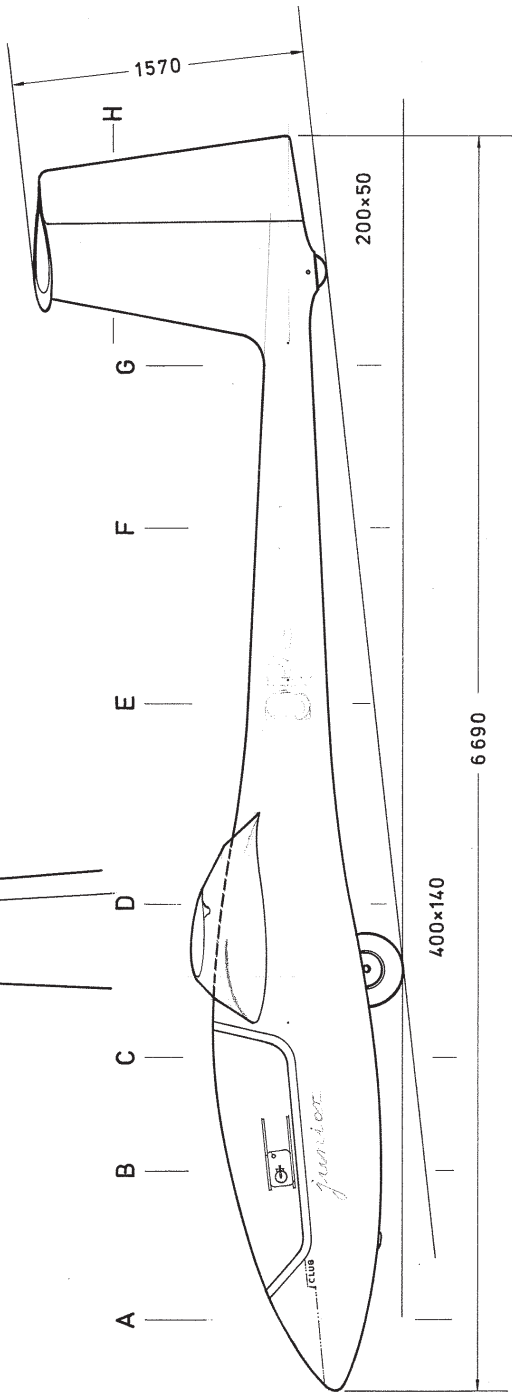
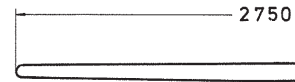
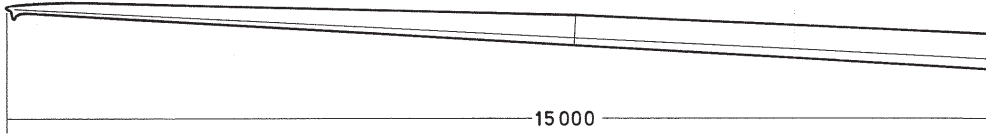
Po wykonaniu wszystkich głównych części szybowca następuje tak zwany pierwszy montaż. Na tym etapie niweluje się między innymi wszystkie elementy sterowania. Następnie szybowiec przekazuje się do wykończenia ostatecznego: uzupełnienie powłok lakierniczych, ważenie i przygotowanie do oblotu. Kabina zamykana jest limuzyną wykonaną z plexiglasu, wzmocnioną ramą (ryc. 24).

Podsumowanie

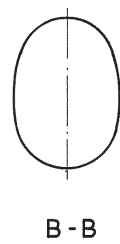
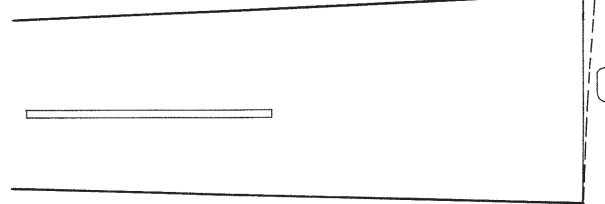
Chociaż współczesne szybowce budowane są w oparciu o kompozyty węglowe, korzystanie z technologii kompozytów szklano-epoksydowych jest wciąż stosowane, co potwierdza przykład szybowca „Junior”, obecnie produkowanego przez Allstar PZL Glider. Wysoka trwałość konstrukcji, korzystne cechy eksploatacyjno-użytkowe, a jednocześnie niższe koszty produkcji w przypadku szybowca z laminatów szklano-epoksydowych powodują, że mimo wdrażania nowych materiałów, opisana technologia wciąż znajduje zastosowanie w przemyśle lotniczym. Nie bez znaczenia jest również szeroka dostępność gamy prefabrykatów w formie tkanin, rowingów czy prepregów. Dzięki tym ostatnim budowa struktur nośnych szybowca czy innego statku powietrznego może odbywać się w zarówno w warunkach przemysłowych, jak i amatorskich.

Bibliografia:

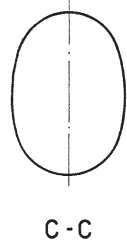
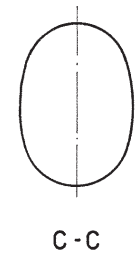
- [1] Murawski, T. (2024). *Monografia szybowca Junior*. Warszawa.
- [2] Murawski, T. (2019). *Szybowce kompozytowe Jantar Standard. Technologia i obliczenia*. Warszawa.



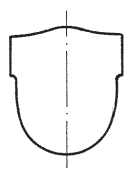
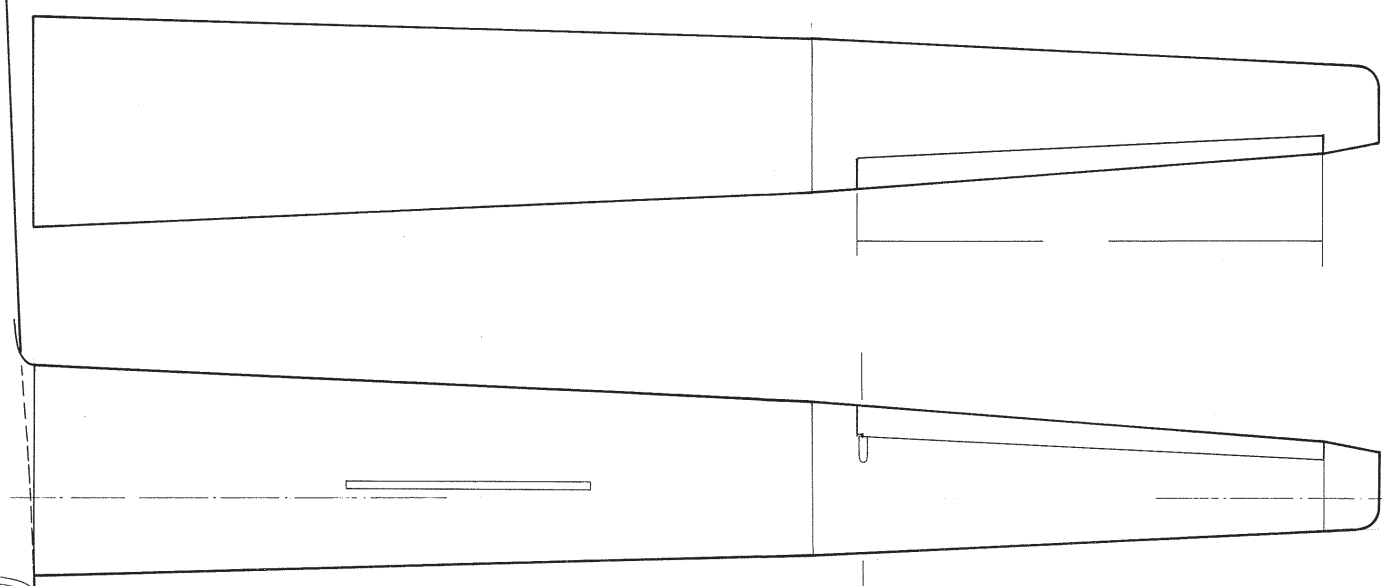
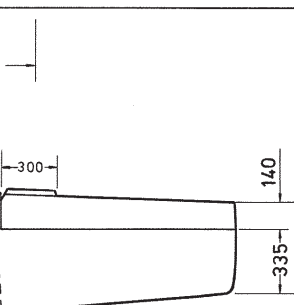
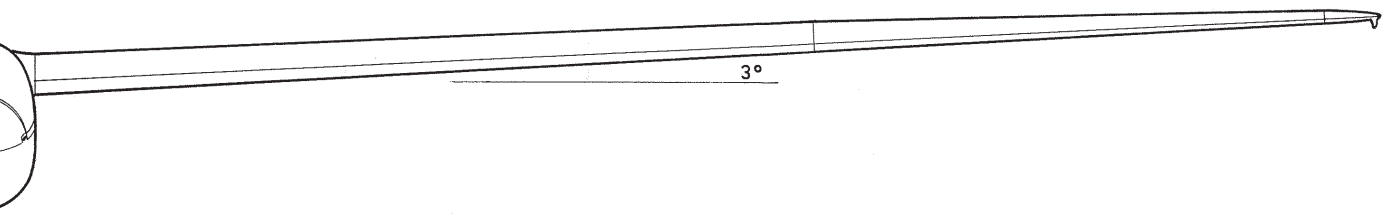
A-A



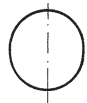
B-B



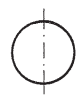
C-C



D-D



E-E



F F



G-G





VERTICON 2025

Jarosław Szczęśniak

Doroczna wystawa i targi przemysłu śmigłowcowego odbywały się w Dallas (Texas, USA) w dniach 9-12 marca 2025. Wystawę zlokalizowano w Kay Bailey Hutchison Convention Center, w samym sercu centrum miasta Dallas. Hale wystawowe zmieściły 44 pełnowymiarowe śmigłowce, 686 wystawców, w tym największych i najważniejszych producentów śmigłowców z całego świata, a ponadto setki producentów wyposażenia, awioniki, materiałów eksploatacyjnych i oferentów różnych usług związanych z obsługą, utrzymaniem i naprawą śmigłowców. W wydarzeniu uczestniczyło 14 141 osób, z czego 3735 wzięło udział w specjalistycznych kursach i szkoleniach, których łączna liczba wyniosła 127.

Jednym z wystawców był producent zestawów do torowania, wyważania i analizy drgań MicroVib II Dynamic Solutions Systems (DSS) i jego polski przedstawiciel JS Helicopters, reprezentowany przez Jarosława Szczęśniaka.

Firma DSS przez ponad 33 lata działalności wprowadzała z sukcesem swoje rozwiązania na rynek. Korzystanie z MicroVib II stało się swego rodzaju standardem w branży lotniczej. Dzięki swojej niezawodności, skuteczności i łatwości w obsłudze stosowany on jest przez 95% firm wystawiających swoje stanowiska na targach lotniczych Verticon. Produkty MicroVib II wykorzystywane są przez producentów śmigłowców w USA (Aibus USA, Bell) oraz największe firmy medyczne (HEMS) w tym kraju – PHI Aviation, Metro Avia-

tion. Lotnictwo Armii Stanów Zjednoczonych użytkuje ponad 100 zestawów wyprodukowanych przez tę firmę.

Skąd tak wielka popularność? Każdy egzemplarz śmigła samolotu czy wirnika śmigłowca odpowiada nieco inaczej na wprowadzenie tej samej regulacji. Adaptacyjne oprogramowanie MicroVibII dopasowuje propozycje regulacji na podstawie dotychczasowych odpowiedzi wyważonego wirnika na wprowadzone zmiany. Po zakończeniu prac charakterystyka odpowiedzi wyważonego wirnika zostaje zarchiwizowana w oprogramowaniu MicroBase Professional za pomocą dwóch współczynników.

Wykorzystanie ww. współczynników w kolejnych pracach na tym samym wirniku skutkuje pominięciem etapu „uczenia się” i adaptacji do reakcji wirnika. Daje to konkretne oszczędności w postaci kilku uruchomień i w czasie pracy samolotu lub śmigłowca na każdym torowaniu i wyważaniu. Wdrożenie tej funkcjonalności MicroVibII i Microbase Professional w skali całej floty przekłada się na wymierne oszczędności finansowe – oszczędności czasu pracy, nalotu i reśrursów.

JS Helicopters odpowiada za sprzedaż i wsparcie klientów użytkujących MicroVib II i oprogramowania MicroBase Professional w Europie, świadczy również usługi torowania, wyważania i analizy drgań płatowców, silników i komponentów.

Dzięki uprzejmości pana Szczęśniaka, autora zdjęć, publikujemy fotoreportaż przedstawiający niewielki fragment wystawy VERTICON 2025. Zapraszamy do obejrzenia galerii.



Airbus EC 130



Agusta AW 139



Leonardo AW 139



Airbus H 140



Airbus H145D3



Bell 407



Enstrom 480b



H 125 San Antonio Police



Airbus H160B



Eurocopter EC 225



Leonardo AW 169



MD 530F



Schweizer 269C



Sikorsky UH 60 Black Hawk w wersji pożarniczej



Bell 525



Airbus H130

O szybowcu „Junior” trochę inaczej

Michał Ombach

Streszczenie

W artykule zamieszczono charakterystykę szybowca SZD-51-1 Junior ze szczególnym uwzględnieniem własności pilotażowych, bezpieczeństwa i komfortu. Opisano najważniejsze cechy konstrukcyjne szybowca, które sprawiają, że mimo upływu lat pozostaje on udanym modelem klasy klubowej o korzystnych cechach użytkowo-eksploatacyjnych.

Słowa kluczowe: szybowiec klubowy, eksploatacja szybowca

Wprowadzenie

Gdy Wydawca poprosił mnie o słowo wstępu do monografii o SZD-51-1 Junior, przyszło mi do głowy, że zamiast po raz kolejny powtarzać, łatwe do odszukania, podstawowe informacje, warto opowiedzieć nieco więcej o praktycznym użytkowaniu tego szybowca. Wydaje mi się, że na tyle poznałem „Juniora”, także od strony technicznej, iż mogę poczynić pewne podsumowania. W celu poznania genezy modelu oraz uzyskania szczegółowych danych geometrycznych,

masowych czy użytkowych odsyłam do stron książki Tomasa Murawskiego [1] oraz do Arkusza Danych Certyfikatu Typu [3], a także do Instrukcji użytkowania w locie i internetu.

Na „Juniorze” wylatałem około 400 godzin: zdobywałem diamenty do odznaki szybowcowej, przemierzałem fale halniakowe, penetrowałem wypiętrzone cumulusy. Rywalizowałem w zawodach, ale wykonywałem także loty próbne i kontrolne. Wreszcie, przez wiele lat, reprezentując interesy i realizując obowiązki właściciela certyfikatu typu – Allstar PZL Glider – zajmowałem się zagadnieniami technicznymi oraz bezpieczeństwem eksploatacji typu.

Charakterystyka szybowca SZD-51 Junior

SZD-51 model 1 to od ponad 30 lat podstawowy i ceniony szybowiec klubowy. Zastąpił godnie i kompleksowo „Pirata”, czyli model SZD-30 i jeszcze przez długi czas pozostanie najważniejszą jednomiejscówką w polskich aeroklubach. Był także sprzedawany za granicę i spotkamy go na lotniskach całego globu. „Juniora” upodobał sobie szczególnie Anglicy



Ryc. 1. Szybowiec SZD-51-1 „Junior”



Ryc. 2. Na szczycie Słoneznego w Bezmiechowej

i piloci krajów Beneluxu, nieposiadający rodzimego, kompozytowego przemysłu szybowcowego. Starannie zaprojektowany, zawiera w sobie to, co najlepsze z konstrukcji SZD: przyzwoite osiągi, przyjemną i bezpieczną charakterystykę pilotażową oraz przemyślaną technologię. Zresztą, trudno się temu dziwić, gdyż konstruktorem prowadzącym szybowca był Stanisław Zientek – ceniony inżynier oraz uznany pilot szybowcowy, syn słynnego Adama [2], wyrosły w środowisku skupionym wokół bielskich Szybowcowych Zakładów Doświadczalnych.

„Juniora” produkowano od początku lat 80. jako w pełni kompozytowy szybowiec klasy klubowej, spełniający wymagania przepisów JAR-22. Do dzisiaj znajduje się w ofercie bielskiej firmy, która przejęła prawa do projektu typu. Pozostał w niezmienionej formie, choć obecnie jest klejony na żywicach niemieckich. Co prawda, wysoka cena nowego „Juniora” odpowiada kosztom używanego, bogato wyposażonego szybowca klasy standard (o lepszych osiąгах), ale dla klubów, które dysponują nadwyżką środków lub są dotowane, zakup SZD-51-1 może być wart rozważenia. Na rynku wtórnym „Junior” pojawia się rzadko i jest rozchwytywany. Tam też utrzymuje wysoką cenę.

Do końca ubiegłego wieku, „Junior” był w zasadzie monotypem w swojej klasie w aeroklubach regionalnych w naszym kraju. Konkurencję mógł tu stanowić jedynie (bardzo udany zresztą) PW-5, autorstwa zespołu konstruktorów z Politechniki Warszawskiej. Wobec zmieniających się na przełomie stulecia realiów rynkowych oraz zaprzestania finansowania aeroklubów przez państwo, liczba PW-5 w Polsce okazała się jednak niewielka, konkurencja nie zagroziła więc „Juniorowi”.

Własności lotne szybowca „Junior”

Dzisiaj „Junior” bywa pierwszym szybowcem jednomiejscowym użytkowanym przez pilotów po ukończeniu kursu podstawowego na dwusterze. Ma on łagodne charakterystyki pilotażowe i wymaga dość obszernego (w ruchach drążkiem) sterowania, podobnie jak SZD-9 bis „Bocian 1E” czy SZD-50-3 „Puchacz”. Jest też dopuszczony do wykonywania podstawowych akrobacji oraz lotów chmurowych. Ergonomia kabiny zbliżona została właśnie do „Puchacza”, aby przesiadka z dwusteru na „solówkę” była maksymalnie komfortowa. Szybowiec jest wytrzymały, bezpieczny i wysoce stateczny w locie. „Wybacza” tym samym drobne błędy pilotażowe, np. w zakresie niewielkich odchyłek od położenia równowagi (wraca do tego położenia, nie ma tendencji do korkociągu ani nadmiernego rozpędzania w spiralnym nurkowaniu). Siły na sterach są rozłożone proporcjonalnie, choć bywa, że piloci narzekają na wyraźnie większe opory w sterowaniu kierunkowym. Przyczyna tego bywa prozaiczna i zazwyczaj związana jest ze zbyt dużym naciągiem linek w układzie steru kierunku.

O tym, jak uniwersalny jest to szybowiec, świadczy nie tyle fakt, że to najliczniej występująca w aeroklubach jednomiejscówka, ale wszechstronne możliwości jej eksploatacji. W dodatku, widać to w powszechnym zadowoleniu użytkowników. To głównie na „Juniorach” piloci zdobywają swoje pierwsze warunki do odznak szybowcowych, uczestniczą w zawodach przelotowych (do rangi mistrzostw Polski juniorów włącznie) oraz „budują” nalot. Do końca lat 90., oprócz spotykanego w niewielkiej liczbie „Pirata”, SZD-51-1



Ryc. 3. Rozbieg z góry jest krótki, a przebieg startu bezpieczny



Ryc. 4. Nowy Targ, 1996, przed lotem na wysokość 9600 m n.p.m.

był praktycznie monotypem w mistrzostwach w klasie „club”. I to właśnie „Junior” najlepiej oddaje ideę tej klasy jako przyjemny w sterowaniu, wygodny i przyzwoity osiągowo szybowiec. Młodzież latała „Juniorami” chętnie i z pasją, ceniąc sobie wygodę w kabinie, szerokie pole obserwacji oraz bardzo dobrą charakterystykę krążenia. „Junior” nie wymaga bowiem

podtrzymywania przechylenia lotkami, a drążek sterowy, nawet w ciasnym zakręcie, pozostaje mniej więcej w neutrum. Niewielkie siły na sterach pozwalają na wielogodzinny i niewyczerpujący lot. Znaczenie ma także szybki, wygodny i intuicyjny montaż/demontaż, a jedyne, o czym należy pamiętać to wsunięcie i zabezpieczenie sworznia głównego skrzydeł oraz

podłączenie popychacza steru wysokości. Zaprojektowana w Allstar PZL Glider modyfikacja, polegająca na automatycznym podłączaniu steru wysokości przy zakładaniu statecznika na kadłub (napędy lotek i hamulców aerodynamicznych łączą się automatycznie, poprzez tzw. sprzęgła kłowe) nie przyjęła się.

Wobec braku dostępu do szybowców klasy standard, na „Juniorach” nierzadko realizowano dalekodystansowe przeloty, w tym te 500 kilometrowe. Przez wiele lat szybowce te były wykorzystywane w ośrodkach lotów falowych – w Jeleniej Górze i w Nowym Targu. Wykonano na nich dziesiątki przewyższeń 5000 m. Szybowiec bardzo dobrze sprawował się na holu w silnej turbulencji, posłusznie manewrował przed chmurami rotorowymi i bezpiecznie wznosił się na duże wysokości. Bywało, że amator diamentu wracał do lotniska przez chmury i były to powroty udane. Wysoka stateczność ułatwiała lot na ślepo. Byli i tacy, którzy trenowali loty chmurowe, a jeden z kolegów na początku lat 90. uzyskał warunek przewyższenia 5000 m w rozbudowanym Congestusie. Wytrzymałość konstrukcji, możliwość wykonywania wielozwrotnych korkociągów, wreszcie, skuteczne hamulce aerodynamiczne umożliwiały tak sprawne opuszczanie strefy lotów falowych czy chmury oraz zdecydowanie ułatwiała lądowanie poza lotniskiem. Konstrukcja chroniła także, a w kilku przypadkach uratowała wręcz od niechybnej zguby tych, którym mimo wszystko przyszło znaleźć się na ziemi w sposób nie do końca kontrolowany – na przykład lądując „do góry nogami” w Dunajcu.

Cechy konstrukcyjne „Juniora”

„Junior” wyróżnia się masywnym, wręcz nadwymiarowym w porównaniu do innych konstrukcji, nieamortyzowanym pneumatykiem podwozia głównego o średnicy aż 400 mm. Ten zabudowany jest tuż przed środkiem ciężkości, co sprawia, że w locie obciążenia na ogonie są znikome i rzadko kiedy dochodzi do uszkodzeń, nawet podczas cyrkuła czy lądowania w wysokiej uprawie. To wielkie koło umożliwia także starty i bezpieczne lądowania na śniegu. Było to szczególnie wygodne w lotach nad Tatry z Nowego Targu w sezonie zimowym.

Dwa zaczepy sprawiają, że „Junior” doskonale zachowuje się zarówno na holu za samolotem, jak i przy starcie za wyciągarką. Każdy egzemplarz posiada ponadto hak do startu z liny gumowej. Takie starty z powodzeniem wykonywano w Bezmiechowej, gdzie „Junior” zyskały szczególne uznanie jako bezpieczne, manewrowe i jednocześnie mocne szybowce do lotów żaglowych oraz lądowania w trudnym terenie i wymagających warunkach pogodowych tego bieszczadzkiego szybowiska.

Konstruktorzy dużo uwagi poświęcili komfortowi w kabinie. Przyjęto siedzącą, wygodną pozycję pilota, bez zagłówka, z dobrym dostępem do urządzeń sterowania, eliminując jednocześnie niedociągnięcia ergonomii „Jantarów”. Niewielki i sprężysty drążek sterowy trzyma się lekko i operuje nim wygodnie. Dźwignia hamulców aerodynamicznych i umieszczony tuż obok niej suwakowy trymer na sprzężeniu są rozwiązaniami dużo bardziej komfortowymi

w operowaniu niż niewygodny (z racji trudności z przemieszczeniem łokcia do tyłu) chwyt hamulców czy paskudny drut trymera przy drążku w „Jantarze”. Osadzona na stałe i mocowana do podłogi tablica przyrządów jest łatwo dostępna, podobnie jak uchwyt wyczełu liny, do którego nie trzeba ani nadmiernie sięgać ani szukać go we wnętrzu kabiny. Jest on umieszczony prawie na wprost, przed oczami pilota. „Juniora” wyposażono w prostą, ale dobrze działającą wentylację. System otwierania osłony kabiny działa niezawodnie, dźwignia odmykania jest poręczna, a sama osłona, przemieszczana na bok, pozwala na wygodny, pełny dostęp do kokpitu. Niewielkie bagażniki za plecami oraz przed kikutami dźwigarów, za głową pilota, pomieszczają skromny plecak przelotowca. Swego czasu wyposażano „Juniora” w aparaturę tlenową TA-03, obejmującą butlę (mocowaną do ramy szybowca w części zaskrzydłowej, z dostępem przez wziernik w kadłubie) oraz manipulator, dogodnie wpasowany w podstawę tablicy przyrządów.

Komfort i walory użytkowe

Z kabiny szybowca jest bardzo dobra widoczność – tak do przodu jak i na boki. Skrzydła tylko minimalnie przysłaniają przestrzeń w stronę zakrętu, ale lekkość sterowania poprzecznego umożliwia natychmiastową i „bezwysiłkową” zmianę przechylenia. Szybowiec „lubi krążyć” i nadaje się zarówno do słabych, jak i silnych warunków. Centrowanie noszeń jest bezproblemowe, bo „Junior” „chodzi za ręką”. Minimalnie wyróżniająca się na niekorzyść sterowność kierunkowa bynajmniej nie pogarsza całościowej, wysokiej oceny konstrukcji. Osiągi w locie nie są imponujące, jednak przyzwoicie utrzymany „Junior” zachowuje parametry deklarowane w Instrukcji. Dobrze sobie radzi w locie pod silny wiatr (biegunowa prędkość nie zakręca w dół zbyt szybko), przebijając zdecydowanie choćby dwumiejscowego „Perkoza”, który ma problemy z lotem pod wiatr. Zakres użytkowania „Juniora” jest względnie szeroki, a w mocnych warunkach termicznych prędkości przeskoku nierzadko dochodzą do 180 km/h. A to już przecież cecha szybowców wyższej klasy standard.

Planowanie lądowania jest intuicyjne i łatwe. Szybowiec skutecznie szybuje w dół, na hamulcach, nie ma tendencji do zaburzania równowagi podłużnej. Bardzo dobrze wykonuje głębokie ślizgi kierunkowe i jest w nich bezpieczny, pomimo całkowicie błędnych wskazań prędkościomierza (co w zasadzie jest typowe dla większości szybowców, gdy dajniki ciśnienia umieszczone są na dziobie. Wymuszone nurkowanie na pełnych hamulcach (te zabudowane są tylko na górnej powierzchni skrzydeł), nie wiąże się z nadmiernym przyrostem prędkości, za to jest bardzo skutecznym sposobem na wytracenie nadmiaru wysokości tam, gdzie ślizg okazuje się niewystarczający. Taka sytuacja może przydarzyć się na przykład przy lądowaniu poza lotniskiem, gdy ocena wysokości według wysokościomierza i wyczucia pilota okaże się błędna.

W sytuacji lądowania w polu na uwagę zasługuje, wspomniany wyżej, wygodny demontaż, ale także – a może przede wszystkim – relatywnie niewielkie masy skrzydeł (około

50 kg każde). O tym, jakie ma to znaczenie praktyczne, wiedzą zwłaszcza miłośnicy ciężkich „Jantarów”. „Juniora” są w stanie zdemontować i zapakować na przyczepę, bez szkody dla kręgosłupa, nawet dwie osoby. W przetaczaniu kadłuba pomaga praktyczna rączka, wysuwana z podstawy statecznika pionowego.

Z uwagi na względnie prostą i trwałą konstrukcję obsługi planowe nie są specjalnie wymagające, a czas pomiędzy podstawowymi pracami może wynosić nawet 300 godzin lotu. Projektowana żywotność konstrukcji „Juniora” była ogromna, a obecny resurs wynosi nawet 12.000 godzin. Oznacza to, że jeżeli odpowiednio zadamy o eksploatację tych szybowców, służyć one będą kolejnym pokoleniom.

Bibliografia:

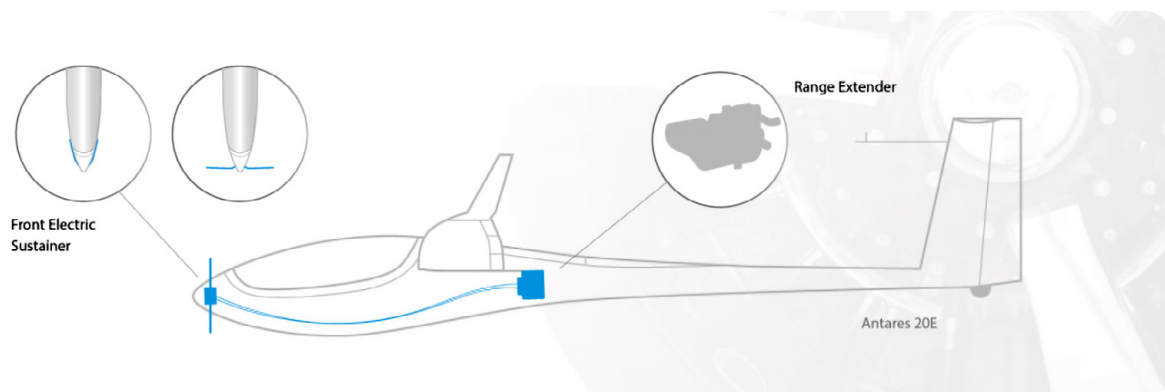
- [1] Murawski, T. (2024). *Monografia szybowca Junior*. Warszawa
- [2] Zientek, A. (1952). *Na falach halniakowych*. Biblioteka Szybowcowa, Warszawa: Wydawnictwo Ligi Lotniczej.
- [3] EASA. (2016) Type Certificate Data Sheet No. EASA.A. 309 for SZD 51 „Junior”, Type Certificate Holder, Issue 02, 09/09/2016 <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/type-certificates/aircraft-cs-25-cs-22-cs-23-cs-vla-cs-lsa/easaa309-szd-51-1> (dostęp 29.01.2025).



Ryc. 5. „Junior” Aeroklubu Podhalańskiego nad Jeziorem Rożnowskim

XXXV Kongres OSTIV (Organisation Scientifique et Technique Internationale du Vol a Voile) – część 2

Jarosław Pytka
Politechnika Lubelska



Ryc. 1. Schemat hybrydowego układu napędowego E-ROP

dzięki uprzejmości: R. Klein

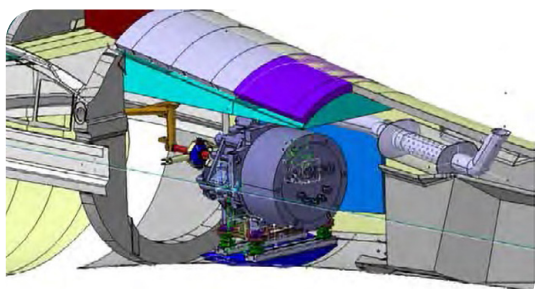
W artykule przedstawiono wybrane referaty zaprezentowane na XXXV Kongresie OSTIV (Organisation Scientifique et Technique Internationale du Vol a Voile). Niniejsza, druga część opracowania zawiera referaty z zakresu innowacyjnych układów napędowych w motoszybowcach, konstrukcji, metod badań oraz układów sterowania szybowca. Omówienie zawiera streszczenia wybranych referatów przetłumaczonych przez autora artykułu z języka angielskiego, a zamieszczonych w pełnej wersji w pracy XXXV OSTIV Congress – Congress Proceedings pod redakcją Rolfa Radespiela i Tilla Lindnera. Wykorzystane w tekście ilustracje także pochodzą z wymienionego wyżej opracowania i zostały przedrukowane za zgodą autorów.

Innowacyjne układy napędowe szybowca

Profesor Rainer Klein oraz inżynier Stefan Senger z Dualnej Szkoły Wyższej w Mosbach przedstawili projekt motoszybowca z napędem hybrydowym [18]. Dotyczy on optymalizacji konstrukcji hybrydowego układu napędowego składającego się z akumulatorów i eksterndera zasięgu, umożliwiającego wykonywanie długich przelotów.

„Aby osiągnąć możliwie najniższe zużycie energii w przelotach, niezbędna jest bardzo dobra aerodynamika szybowca, a ponadto konieczne jest, aby masa lotu była jak najmniejsza, ponieważ każdy kilogram masy szybowca obciążony jest kosztem energii podczas wznoszenia się na wysokość przelotową. Te dwa wymagania w zasadzie są ze sobą sprzeczne w przypadku napędów elektrycz-

nych w motoszybowcach, ponieważ aby móc polecieć tak daleko, jak to możliwe, trzeba uwzględnić duży ciężar baterii, co przynosi efekt przeciwny do zamierzonego w osiągnięciu wysokości przelotowej. Wyjściem z tej niekorzystnej sytuacji mogą być napędy hybrydowo-elektryczne, gdyż energię niezbędną do długich przelotów można pozyskać z paliwa kopalnego o wielokrotnie wyższej gęstości energii niż akumulatory energii elektrycznej. Aby udowodnić, że loty długodystansowe można wykonywać systemem hybrydowym, wykorzystano istniejący już płatowiec, który charakteryzuje się doskonałą aerodynamiką. E1-Antares wyprodukowany przez firmę Lange Aviation to motoszybowiec elektryczny, który z akumulatorami w skrzydle może pokonać dystans około 170 km na napędzie elektrycznym. Rycina 1 przedstawia schemat hybrydowego układu napędowego. Aby znacznie zwiększyć zasięg przy napędzie hybrydowym, konieczne było niemal całkowite przeprojektowanie konfiguracji motoszybowca. W nowym projekcie opracowano system akumulatorów o większej gęstości energii z ogniw Li-Ion w formacie 18650. W konstrukcji kadłuba konieczna była zmiana konfiguracji, tak aby stosowany pierwotnie składany silnik w tylnej komorze został zastąpiony przednim elektrycznym systemem podtrzymującym (EFS) w części dziobowej kadłuba. Dzięki temu przestrzeń z tyłu kabiny w kadłubie wykorzystano na zabudowę eksterndera zasięgu o maksymalnej ciągłej mocy elektrycznej 12 kW. Ekstender zasięgu (ryc. 2) składa się z generatora Wankla ze sterowanym falownikiem, który podaje napięcie wyjściowe na szynę wysokiego napięcia akumulatora napędowego (ryc. 3)” [18].



Ryc. 2. Ekstender zasięgu z generatorem Wankla zabudowany w kadłubie motoszybowca
dzięki uprzejmości: R. Klein



Ryc. 3. Bateria akumulatorów napędowych
dzięki uprzejmości: R. Klein

Prezentowany na Kongresie (lipiec 2021) aktualny stan projektu był taki, że testowy motoszybowiec E-ROP został zmodernizowany (ryc. 4), ale układ napędowy pozostawał zamontowany bez integracji ekstendera zasięgu. Zamiast tego zastosowano akumulator o pojemności ok. 4 kWh, który miał zapewnić zasięg ok. 80 km. Ukończenie prac nad nowym akumulatorem w skrzydle miało zapewnić dodatkowe 18 kWh energii. W efekcie uzyskano by zasięg do

450 km. Ostatni etap prac rozwojowych przewidywał integrację ekstendera zasięgu z całością systemu napędowego, dzięki czemu zasięg motoszybowca wyniósłby 2000 km. Zaplanowane badania systemu napędowego to m.in. test na niestabilność termiczną akumulatorów, istotny ze względu na zatwierdzenie przez EASA. Po pomyślnym zakończeniu tych testów można przystąpić do integracji baterii akumulatorów w strukturze skrzydła. W tym celu prof. Klein przeprowadził szeroko zakrojone eksperymenty dotyczące zachowania różnych typów ogniów podczas ładowania i rozładowywania. W prezentowanym projekcie modułu zasilającego szczególnie zbadano również rozprzestrzenianie się pożaru w przypadku jego zaistnienia. Wykazano, że w module akumulatorowym nie zachodzi reakcja łańcuchowa.



Ryc. 4. Prototyp szybowca E-ROP przed próbami w locie, 1 czerwca 2021 r., lotnisko Unterwössen, Niemcy
dzięki uprzejmości: R. Klein

Zespół naukowców i studentów z Politechniki Lubelskiej oraz Lotniczej Akademii Wojskowej w Dęblinie zaprezentował wyniki badań w locie modelu motoszybowca z innowacyjnym systemem napędowym PROPWING [13]. Innowacja polega na umieszczeniu kilku zespołów napędowych silnik elektryczny – śmigło w skrzydle. Śmigło napędowe pracuje w płaszczyźnie



Ryc. 5. Model motoszybowca z 4 układami napędowymi PROPWING w skrzydłach. Model wyposażony w aparaturę pomiarowo-badawczą, łącznie z systemem telemetrycznym

przecinającej skrzydło, dlatego też według autorów korzystne jest umieszczenie zespołu bliżej krawędzi spływu. Rozwiązanie było prezentowane na łamach „Techniki Lotniczej i Astronautycznej”, a także w innych publikacjach [14, 15]. W bieżącym referacie badacze zaprezentowali wyniki pomiarów w locie modelu motoszybowca z 4 zespołami PROPWING (ryc. 5 i 6). Wyniki potwierdziły funkcjonalność omawianego systemu napędowego, model wykonywał udane loty, był sterowny w pełnym zakresie prędkości lotu. Jednakże stwierdzono również, że motoszybowiec z układem PROPWING, w porównaniu z klasycznym układem napędowym (jeden centralny duży silnik ze śmigłem), rozwija niższą prędkość lotu poziomego, ma gorsze wznoszenie i generuje znacznie wyższy hałas. Zdaniem autorów może to być spowodowane nieoptymalnym doбором śmigieł do silników napędowych. Ze względu na niewielkie wymiary modelu (rozpiętość 1500 mm, cięciwa skrzydła ok. 220 mm), w skrzydłach mieszczą się najmniejsze dostępne silniki elektryczne, które w komplecie ze śmigłem fabrycznym stanowią optymalny układ napędowy do napędu dronów wyścigowych. Dlatego też kolejny model latający z układem napędowym PROPWING będzie posiadał większy rozmiar skrzydła, co pozwoli na zastosowanie większych silników, a także dobór korzystniejszych śmigieł.



Ryc. 6. Model motoszybowca napędzany systemem PROPWING w locie

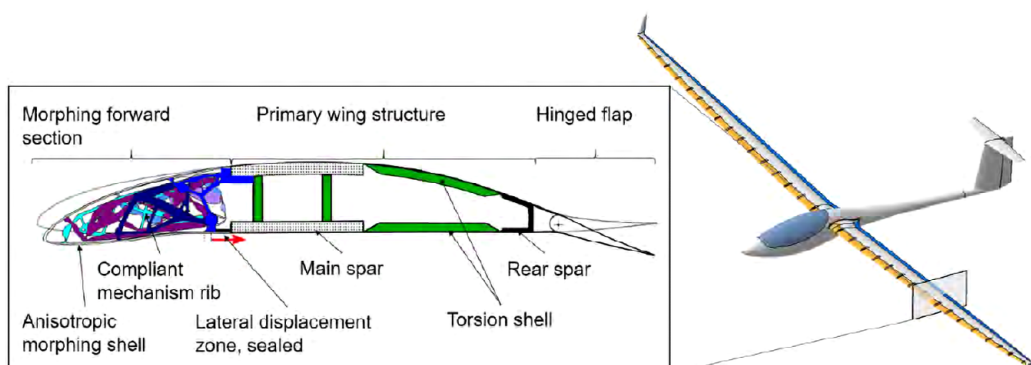
Innowacyjne rozwiązania w zakresie konstrukcji, metod badań oraz systemów sterowania szybowców

Tak zwane technologie morficzne, których inspiracją jest niejednokrotnie anatomia ptaków, znajdują coraz szersze zastosowanie w technice lotniczej. Ponieważ aktualny stan rozwoju

technologii morficznych jest wciąż daleki od poziomu gotowości pozwalającego na ich aplikację w praktyce, wiele ośrodków badawczych realizuje projekty w tym zakresie. Fabian Sturm i Mirko Hornung z Uniwersytetu Technicznego w Monachium zaprezentowali koncepcję morficznego poszycia skrzydła szybowca i badania nad nim [19].

„Szybowce operują w szerokim zakresie prędkości, od krążenia z małą prędkością w termice, po przeloty z dużą prędkością. Celem jest maksymalizacja średniej prędkości przelotowej. Najnowocześniejsze profile lotnicze z kłapami charakteryzują się niskim oporem w całym zakresie współczynników siły nośnej od $C_L = 0,2 \div 1,5$. Profil, dla którego górny narożnik siodła laminarnego występuje przy wyższym współczynniku siły nośnej, pozwala na zmniejszenie powierzchni skrzydła. Utrzymując masę, jednocześnie zwiększa się obciążenie skrzydła, a utrzymanie stałej rozpiętości skutkuje wyższym współczynnikiem wydłużenia. W rezultacie opór profilu jest niższy, a przy wyższych prędkościach można osiągnąć wysoki stosunek siły nośnej do oporu. Aby to uzyskać, można połączyć zmienną sekcję przednią z konwencjonalną kłapą na krawędzi spływu, co daje maksymalny współczynnik siły nośnej do $C_L = 1,8$ [23]. Podczas lotu kształt płata można zmieniać z konfiguracji o niskiej do wysokiej prędkości, jak w przypadku płata z konwencjonalną kłapą. Według tej koncepcji J. Achleitner wraz z zespołem zaprojektowali i zoptymalizowali numerycznie skrzydło szybowca o rozpiętości 18 m [2]. Obliczenia wykazują tu znaczny wzrost prędkości i wyższy stosunek siły nośnej do oporu w porównaniu z konwencjonalnym, najnowocześniejszym szybowcem. Możliwe jest też zapewnienie korzystnych osiągnięć przy niskiej prędkości, np. podczas lądowania” [19].

Koncepcję konstrukcji skrzydła przedstawiono na rycinie 7. „Morficzne poszycie skrzydła jest podtrzymywane przez dyskretną liczbę podatnych mechanizmów, działających jak elastycznie odkształcalne żebra, których kształt jest wynikiem optymalizacji topologii [16, 17]. Narzucają one określone odkształcenie kinematyczne poszycia, aby uzyskać docelowy kształt aerodynamiczny płata. Kształt tych żeber jest wynikiem optymalizacji topologii, mającej na celu osiągnięcie precyzyjnego odchylenia wyjściowego od danego ugięcia wejściowego. Górna powierzchnia poszycia morficznego jest przymocowana do konstrukcji



Ryc. 7. Koncepcja konstrukcyjna szybowca ze zmiennokształtną przednią sekcją skrzydła
dzięki uprzejmości: F. Sturm

skrzydła pierwotnego, na dolnej powierzchni znajduje się szczelina konstrukcyjna, która umożliwiła przemieszczenie boczne. Szczelina jest aerodynamicznie uszczelniona taśmą z Mylaru, jak w przypadku uszczelniania klap na krawędzi spływu. Dzięki temu krawędź natarcia zachowuje swój kształt podczas morfingu. Odchylenie można realizować zgodnie na obu powierzchniach albo na dolnej powierzchni poszycia morficznego” [19].

Sturm wraz z zespołem [20] zbadali trzy różne koncepcje morficznego poszycia skrzydeł. W oparciu o te wyniki udoskonalono układ poszycia i dokładniej określono wymagania. Jak podkreślają autorzy, „zmieniające się poszycie powinno zapewniać aerodynamiczny kształt i w efekcie akceptowalne współczynniki oporu i dopuszczalne maksymalne współczynniki siły nośnej. Należy to osiągnąć dla całego poszycia morficznego, szczególnie pomiędzy podatnymi żebrami mechanizmu, dla wszystkich warunków lotu, z odpowiadającymi im obciążeniami aerodynamicznymi. Odształcenie morficzne powinno zachodzić przy jak najmniejszym wydatku energetycznym. Poszycie zmiennokształtne nie może wyginać się poniżej obciążenia granicznego dla całej obwiedni przypadku obciążenia. Musi mieć wystarczającą wytrzymałość statyczną i zmęczeniową, aby przenosić obciążenia aerodynamiczne i wytrzymywać odształcenia pojawiające się przez cały okres użytkowania bez awarii. Nie musi przenosić globalnych obciążeń zginających i skrętnych skrzydła” [20].

„Z tego powodu korzystne wydaje się zapewnienie wysokiej sztywności zginania wzdłuż rozpiętości i małej sztywności zginania wzdłuż cięciwy skrzydła. Jednakże obie sztywności powinny być wystarczająco wysokie, aby zapobiec wyboczeniu. Ponieważ na zmiennokształtne poszycie wywierane są globalne odształcenia zginające i odształcenia pierwotnej konstrukcji skrzydła, górna powierzchnia poszycia jest wstępnie naprężona przez odształcenie ściskające i jest szczególnie podatna na wyboczenie w przypadkach obciążeń z dodatkimi współczynnikami obciążenia. Niska sztywność na ściskanie membrany wzdłuż rozpiętości jest korzystna dla zmniejszenia naprężeń ściskających w górnej powierzchni poszycia” [20].

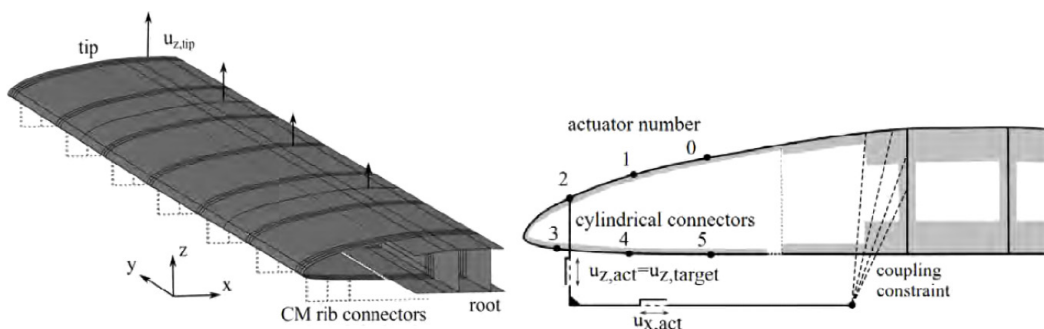
Zastosowana przez autorów metodologia badań struktur zmiennokształtnych jest niestandardowa. „Najpierw badano szereg dostępnych laminatów na poziomie elementarnej, płaskiej powłoki. W tym celu stałe materiałowe dla obciążeń zginających obliczono przy użyciu klasycznej teorii laminatów. Badano zrównoważone laminaty z parami

warstw o przeciwnych kątach włókien, aby uzyskać powłoki o zmniejszonej sztywności w kierunku x w porównaniu z jednowarstwowymi laminatami 0° . Sztywność na ścinanie wzrasta wraz ze wzrostem kąta włókien, maksymalnie do 45° . Poszycie modelowano jako materiał kompozytowy, przyjmując właściwości sprężyste dla stosunku objętościowego włókien wynoszącego 50 %. Modele poszycia skrzydła modelowano jako symetryczne zrównoważone laminaty o rdzeniu z włókna polipropylenowego, niskiej gęstości i gramaturze 200 g/m^2 , aby zwiększyć geometryczny moment bezwładności i sztywność zginania, jak zaproponowano w pracy [20]. Zastosowano zewnętrzną warstwę z tkaniny o gramaturze 25 g/m^2 i 45° jako zabezpieczenie przed pęknięciami. Warstwy jednokierunkowe ułożono naprzemiennie z dodatnim i ujemnym kątem ułożenia włókien” [20].

Analizę na poziomie konstrukcji skrzydła przeprowadzono za pomocą programu ABAQUS CAE 2018, przy użyciu analizy nieliniowej. Dzięki temu „możliwa była analiza znacznych odształceń i rotacji, a także wyboczenia. Badaniom poddano reprezentatywny segment skrzydła o długości 3000 mm szybowca klasy 18 m. Segment zamodelowano jako poszycie z sekcją zmiennokształtną oraz dźwigar, pomijając sekcję od dźwigara do krawędzi spływu, jak pokazano na rycinie 8. W sumie zbadano 12 różnych poszyci laminatowych z warstwami CRFP lub GFRP, z rozstawem żeber 300 mm i 500 mm. Sprowadza się to do 7 lub 11 żeber, każde z 6 punktami aktywacji” [20].

„Wielkości ugięcia uzyskane z globalnej analizy skrzydła zadano na dźwigarze skrzydła, zaś pionowe ugięcia poszycia morficznego zadano względem dźwigara z cylindrycznymi elementami łączącymi. Sześć idealnie sztywnych łączników rozmieszczonych na poszyciu zmiennokształtnym reprezentuje punkty aktywacji żeber. Na powierzchni poszycia morficznego przyłożono równomiernie ciśnienie aerodynamiczne.

W modelu zastosowano sześć stopni obciążenia, które reprezentują: obciążenie o przebiegu piłoksztalnym (1), lot przelotowy (2), krążenie w termicie (3+4) oraz manewr przeciągnięcia (5+6) z odpowiadającymi im konfiguracjami profilu skrzydła z poszyciem zmiennokształtnym. Wywodzą się one ze wstępnych badań struktury pierwotnej [8]. W każdym przypadku mierzono różnicę energii niezbędnej do ustawienia poszycia morficznego pomiędzy konfiguracją wyjściową i przekształconą, aby określić wymaganą pracę odształcenia. Dla każdego położenia siłownika mierzona jest całkowita siła złącza w celu określenia sił reakcji na mechanizmie



Ryc. 8. Model MES morficznego poszycia części przedniej (po lewej), punkty aktywacji żebra mechanizmu ze złączami (po prawej) dzięki uprzejmości: F. Sturm

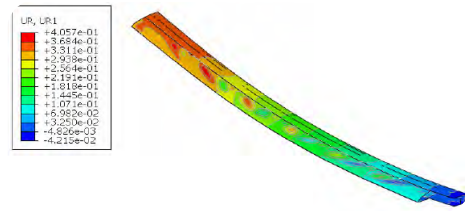
zmieniającym kształt poszycia. Wyboczenie bada się, identyfikując nieliniowe przemieszczenie powłoki i obrót węzła.

Na dwóch dyskretnych przekrojach pomiędzy żebrami mechanizmów zmiany kształtu, przy $y_1 = 1050$ mm i $y_2 = 2550$ mm, poddano analizie odkształcony model poszycia. Współrzędne węzłowe sekcji przedniej są derotowane i normalizowane, a także nakładane na projektowaną tylną część płata, aby uzyskać kompletny profil skrzydła. W tym badaniu nie uwzględniono globalnego skręcenia skrzydła, a jedynie odkształcenie w obrębie jednego przekroju. Następnie za pomocą programu XFOIL badano właściwości aerodynamiczne skrzydła” [20].

Wyniki analizy przeprowadzonej w oparciu o klasyczną teorię laminatów pokazują oczekiwany spadek anizotropii sztywności zginania wraz ze wzrostem kąta ułożenia włókien. Ponadto sztywność poprzeczna wzrasta wraz ze wzrostem kąta włókien. Godny uwagi jest stromy gradient sztywności w kierunku x wraz ze zmianą kąta włókien. Należy to uwzględnić w odniesieniu do tolerancji produkcyjnych.

Z analizy MES segmentu skrzydła wynika, że „nie ma istotnej różnicy, jeśli chodzi o pracę zmiany kształtu poszycia dla dwóch rozstawów żeber mechanizmów morficznych. Praca odkształcenia wzrasta wraz ze wzrostem odkształcenia przy zginaniu skrzydła dla wszystkich konfiguracji. Największej pracy odkształcenia wymagają laminaty z włóknami węglowymi i te o kącie włókien $\pm 45^\circ$. Zwiększenie grubości warstw rdzenia znacznie zwiększa pracę odkształcenia. Siły na łącznikach działające na punkty aktywacji mechanizmu zmiany kształtu różnią się zarówno wzdłuż rozpiętości, jak i cięciwy. Ogólnie mówiąc, mechanizmy, które obsługują krawędź natarcia muszą wytrzymać najwyższe obciążenia. Przy większym ugięciu skrzydła i sztywniejszych laminatach siły na łącznikach rosną” [20].

Na rycinie 9 po lewej stronie pokazano wykres konturu obrotu węzła, na którym można wizualnie zidentyfikować wyboczenie. „Stopień obciążenia, przy którym identyfikowane jest wyboczenie, jest pokazany dla wszystkich laminatów i rozstawów żeber wzdłuż przęsła. Linia pozioma przedstawia obciążenie graniczne dla przypadku obciążenia przy przeciągnięciu w locie. Laminaty o zrównoważonych kątach włókien 30° lub większych oraz te z grubszymi warstwami rdzenia są odporne na wyboczenie aż do najwyższego stopnia obciążenia” [20].

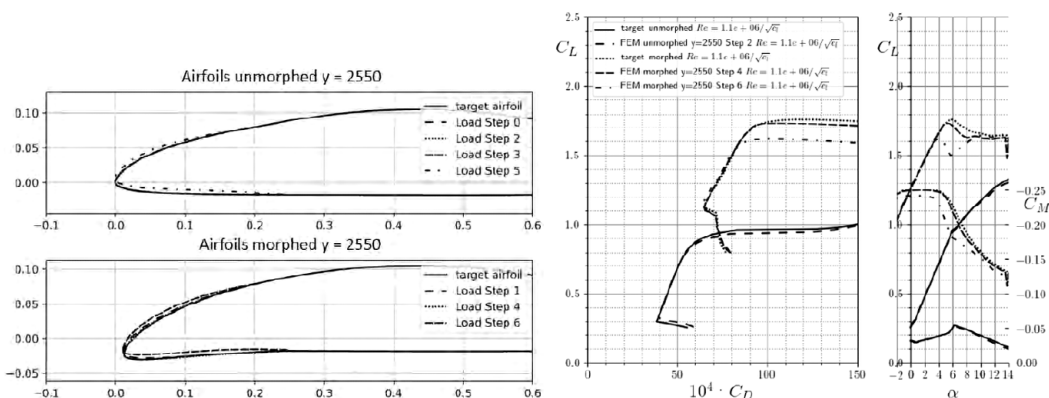


Ryc. 9. Obrót węzłowy UR1 do wizualnej identyfikacji wyboczenia, stopień obciążenia 6, dla przypadku przeciągnięcia w locie
dzięki uprzejmości: F. Sturm

Na rycinie 10 pokazano profile skrzydła powstałe wskutek zmiany kształtu poszycia. Po lewej stronie wykreślono geometrię dla każdego stopnia obciążenia wraz z geometrią docelową. „W przypadku stanu obciążenia dla krążenia w termice (3+4) oraz dla przeciągnięcia (5+6), krawędź natarcia jest wygięta do góry. W przypadku stanu obciążenia lotu przelotowego (2) nie stwierdzono wizualnej różnicy. Po prawej stronie wykreślono krzywe biegunowe profilu na podstawie analizy za pomocą XFOIL. Krzywe C_L - α dla skrzydła o profilu zmiennokształtnym są zgodne z biegunowymi docelowymi profilu aż do wysokich współczynników siły nośnej. Dla stanu (2) obciążenia w locie przelotowym, siodło laminarne krzywej biegunowej (zakres o niskim oporze aerodynamicznym) dla odkształconego płata jest węższe niż jest to pożądane, a współczynniki oporu są bardzo zbliżone do współczynników docelowego płata. Przy wygiętej do góry krawędzi natarcia nie osiąga się pożądanych maksymalnych współczynników siły nośnej” [20].

Naukowcy z Uniwersytetu Technicznego w Dreźnie przedstawili wyniki prac badawczo-rozwojowych nad czujnikiem odkształcenia zbudowanym na bazie włókien węglowych [4].

„Pomiar warunków obciążenia w czasie rzeczywistym staje się coraz bardziej przydatny do określania naprężeń i odkształceń mechanicznych podczas lotu szybowca. Ponadto dane dotyczące obciążeń, zebrane na dużą skalę, można wykorzystać do obliczenia nowych, bardziej realistycznych widm obciążeń, które stanowią podstawę każdego projektu konstrukcyjnego szybowca i mogą prowadzić do



Ryc. 10. Profil skrzydła w części przedniej, przed i po zmianie kształtu (po lewej), krzywe biegunowe skrzydła (po prawej)
dzięki uprzejmości: F. Sturm

niższej masy własnej, a tym samym do większego zakresu obciążeń skrzydeł, ostatecznie zaś pozwolą uzyskać wyższe osiągi szybowca.

Najczęściej stosowane wbudowane systemy pomiaru obciążenia opierają się na pomiarach odkształceń. Odkształcenie można mierzyć różnymi metodami. Poniżej krótko scharakteryzowano kilka z nich.

Często stosowana jest rezystancyjna zasada pomiaru przy użyciu tensometrów. Tensometr metalowy składa się z drutu wykonanego z konstantanu, ułożonego w siatkę pomiarową. Zmiana geometryczna wynikająca z odkształcenia zmienia rezystancję elektryczną siatki pomiarowej. Następnie mierzy się różnicę w oporze elektrycznym. Tensometry metalowe wykazują czułość około 2 (współczynnik k). Aby móc zmierzyć stosunkowo niewielkie zmiany rezystancji elektrycznej pod obciążeniem, konieczne jest zastosowanie mostków pomiarowych i wzmacniaczy.

Czujniki działające zgodnie z piezorezystancyjną zasadą pomiaru wykazują zmianę rezystancji elektrycznej pod obciążeniem rozciągającym lub ściskającym. Przykładowym typem czujnika działającego w oparciu o tę zasadę są półprzewodnikowe czujniki tensometryczne. Jako element pomiarowy w przypadku tensometrów półprzewodnikowych stosuje się głównie krzem w postaci cienkiego paska monokrystalicznego lub warstwy naparowanej. Znacznie wyższy współczynnik k , wynoszący ponad 200 dla tensometrów półprzewodnikowych, jest korzystny w porównaniu z tensometrami metalowymi. Wyższe czułości umożliwiają zastosowanie prostszego sprzętu do pomiaru mniejszych odkształceń. Jednakże zakres pomiarowy jest niższy, a sygnał jest mniej stabilny przy zmiennej temperaturze otoczenia" [4].

„W przypadku światłowodowej zasady pomiaru przestrajalne lub szerokopasmowe światło lasera jest doprowadzane do szklanego światłowodu. Widmo częstotliwości światła odbitego jest wykrywane i analizowane, co umożliwi pomiar nie tylko poziomu odkształcenia, ale także położenia wzdłuż czujnika światłowodowego. Można wyróżnić dwie zasady cząstkowe: dyskretną metodę pomiaru wykorzystującą siatkę Bragga z włókien (można ją porównać do metody tensometrów) oraz quasi-ciągłą metodę pomiaru, zwaną reflektometrią w dziedzinie częstotliwości optycznych" [4].

„Chociaż odkształcenie rozkłada się w sposób ciągły w całej konstrukcji, zazwyczaj jest mierzone dyskretnie na powierzchni, gdzie umiejscowiono tensometry metalowe lub półprzewodnikowe. Aby zmierzyć całe pole odkształceń na dużym obszarze, w przypadku dyskretnych czujników pomiarowych niezbędne są wielokanałowe systemy pomiarowe. Rozwiązaniem ciągłego pomiaru odkształcenia jest czujnik światłowodowy. Jednak zarówno systemy światłowodowe, jak i wielokanałowe systemy oparte na tensometrach o porównywalnej rozdzielczości i wielkości pola pomiarowego są bardzo kosztowne ze względu na wymaganą elektronikę pomiarową. Zajmują one dużo miejsca i w przypadku szybowca są niekorzystne ze względu na znaczną masę systemu pomiarowego" [4].

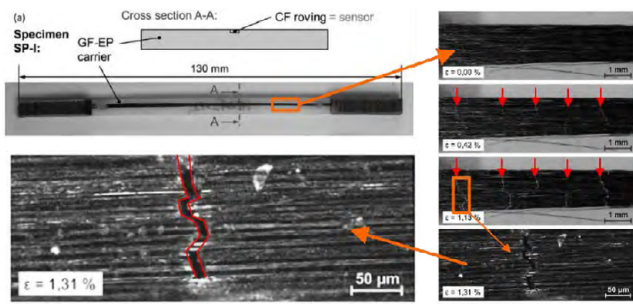
„Znanych jest wiele przykładów zastosowania klasycznych tensometrów i siatek braggowskich do badań obcią-

żeń w szybowcach, m.in. w szybowcu Stemme S10 VTX, który jest używany przez Uniwersytet Nauk Stosowanych w Aachen [5], lub w szybowcu Discus-2c DLR [45]. W kontekście szybowców doświadczalnych i prototypów technologii te umożliwiają bardzo dokładny pomiar odkształceń. Jednak w przypadku zastosowań seryjnych, takich jak systemy autonomiczne, gdzie ważna jest aktywna redukcja obciążenia lub monitorowanie konstrukcji na dużym obszarze, potrzebne są lżejsze i mniej kosztowne sposoby pomiaru ciągłego naprężenia w czasie lotu" [4].

Rozwiązaniem, które może spełnić te wymagania, jest nowatorski czujnik odkształcenia na bazie włókna węglowego, który został opracowany w ciągu ostatnich pięciu lat w Instytucie Inżynierii Lekkiej i Technologii Polimerów Uniwersytetu Technicznego w Dreźnie. „W ramach projektu badawczego *MonStrain* demonstrator skrzydła ze zintegrowanym czujnikiem naprężenia opartym na technologii włókien węglowych jest rozwijany w zakresie długości pomiarowej od około 10 cm do 3 m. Czujnik odkształcenia oparty na technologii włókien węglowych może służyć do wyznaczania przestrzennego rozkładu odkształcenia przy użyciu stosunkowo tanich i lekkich urządzeń pomiarowych" [4].

„Zastosowanie włókna węglowego jako elementu sensorycznego do pomiaru odkształcenia jest nowością w porównaniu ze stosowaniem tensometrów lub czujników światłowodowych. Właściwości elektryczne włókien węglowych pod obciążeniem rozciągającym są przedmiotem różnych badań [3, 10, 11, 12, 22]. Zasadniczo włókno węglowe wykazuje zachowanie piezorezystancyjne, umożliwiając w ten sposób pomiar naprężenia wzdłuż włókna przez zmianę rezystancji elektrycznej. Współczynnik czułości k wynosi około 1,9, podobnie jak w przypadku klasycznych metalowych tensometrów elektrooporowych [10]. Jednakże możliwy jest tylko pomiar odkształcenia całego włókna. Nie jest możliwa identyfikacja i pomiar lokalnych odkształceń działających na włókno. Lokalne odkształcenia można zatem mierzyć jedynie przy użyciu krótkich odcinków włókna węglowego, które oferują niskie opory elektryczne i jeszcze mniejsze różnice w oporności elektrycznej pod obciążeniem, co jeszcze bardziej komplikuje pomiar" [4].

„Większe zmiany oporu elektrycznego zaobserwowano w przypadku nieodwracalnie uszkodzonych włókien węglowych. Cykle odwracalnych odkształceń (pęknięć) włókien węglowych mogą być wykorzystywane do pomiaru tych odkształceń [1]. Pierwszy opis czujnika odkształcenia, wykorzystującego pęknięcia w elemencie pomiarowym z włókna węglowego, został wykonany przez Höhne i jego współpracowników. [6]. Rowing węglowy charakteryzujący się wysokim modułem Younga (wynoszącym 900 GPa) i niskim wydłużeniem końcowym (0,3 %) został osadzony w nośniku epoksydowym wzmocnionym włóknem szklanym. Następnie nośnik poddano wydłużeniu powyżej maksymalnego wydłużenia rowingu węglowego, ale poniżej maksymalnego wydłużenia nośnika szklano-epoksydowego. Zauważono, że pęknięcia powstają prostopadle do kierunku obciążenia w obrębie rowingu (ryc. 11)" [4].



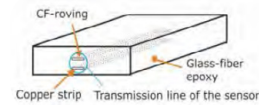
Ryc. 11. Schemat próbki do badania z nośnikiem z laminatu szklano-epoksydowego (u góry po lewej) i mikroskopia pęknięć w rowingu węglowym osadzonym w nośniku [52]

dzięki uprzejmości: P.J. Steinbild

„Zmierzono oporność elektryczną pękniętego rowingu węglowego podczas cyklicznej próby rozciągania nośnika i wykazano zmiany sięgające 900 % przy odkształceniach wynoszących 0,5 %, co odpowiada współczynnikowi k wynoszącemu około 1800. Ten znacznie wyższy współczynnik k umożliwia zastosowanie uproszczonej aparatury pomiarowej i sprawia, że tego rodzaju czujnik jest szczególnie interesujący do zastosowania w monitorowaniu stanu konstrukcji” [4].

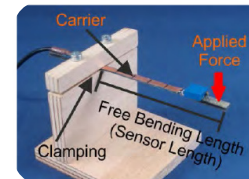
„Ponieważ pęknięcia są prawie równomiernie rozmieszczone wzdłuż rowingu węglowego, duże zmiany oporu elektrycznego, wynikające z otwierania i zamykania tych pęknięć, można postrzegać jako przestrzenny rozkład uszkodzeń. Umożliwia to wykorzystanie reflektometrii elektrycznej w dziedzinie czasu (ETDR) do przestrzennego pomiaru rezystancji elektrycznej, a dokładniej impedancji linii mikropaskowej, w której pęknięty rowing stanowi odpowiednio jeden przewodnik. Koncepcja ta została uszczegółowiona i opisana w [7].

Czujnik opisany w [7] składał się z linii transmisyjnej, w której wykorzystano rowing węglowy oraz pasek miedziany pełniący funkcję drugiego przewodnika lub masy, zintegrowany z nośnikiem szklano-epoksydowym (ryc. 12). Linię transmisyjną zakończono za pomocą dopasowanego rezystora. Czujnik zamocowano w konfiguracji ramienia wspornikowego i podłączono do urządzenia ETDR (D-TDR 3000, Sympuls Aachen GmbH). Do swobodnego końca nośnika przyłożono siłę (ryc. 13), poddając nośnik, a tym samym czujnik, zginaniu. Przesuwając nośnik do różnych pozycji mocowania (55 mm do 11 mm) i mierząc wynikową impedancję pod obciążeniem zginającym za pomocą urządzenia ETDR, wykazano, że czujnik może mierzyć przestrzenny rozkład odkształcenia. Potwierdzono zdolność rozdzielczości przestrzennej w zakresie milimetrowym [7]. Jednakże całkowita długość czujnika była ograniczona, między innymi ze względu na wysokie tłumienie sygnału ETDR i niespójną impedancję wzdłuż linii transmisyjnej. Aby móc zwiększać długość czujnika i używać go w realistycznym środowisku, konieczne były dalsze badania. Autorzy referatu zbadali więc praktyczne zastosowanie czujnika odkształcenia z włókna węglowego w ramach projektu badawczego *MonStrain*” [4].



Ryc. 12. Schematyczna konfiguracja czujnika odkształcenia z włókna węglowego tworzącego linię transmisyjną [53]

dzięki uprzejmości: P.J. Steinbild



Ryc. 13. Czujnik zamocowany w konfiguracji ramienia wspornikowego [53]

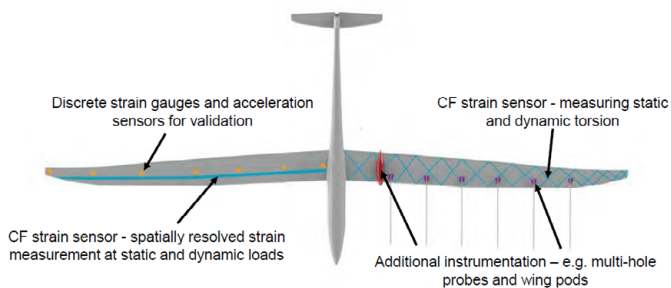
dzięki uprzejmości: P.J. Steinbild

Celem projektu *MonStrain* był rozwój technologii czujników naprężeń CF w kierunku wykorzystania do aktywnego monitorowania obciążenia dużych konstrukcji lotniczych.

Projekt został podzielony na 3 główne etapy. „W pierwszym z nich prowadzono próby laboratoryjne, w ramach których określono granice zakresu pomiarowego, maksymalnego zakresu odkształcenia i możliwej do zrealizowania długości pomiarowej. Ponadto analizowano nowe możliwości, takie jak pomiar ściskania za pomocą wstępnie naprężonych czujników, a także maksymalne częstotliwości pomiarowe czujnika z włókien węglowych w układach dynamicznych.

Drugi etap projektu skupiał się na zwiększeniu długości pomiarowej, co okazało się istotne w przypadku stosowania w badaniach elementów konstrukcyjnych o znacznych wymiarach. Aby to osiągnąć, należało zmniejszyć impedancję czujnika. Udało się to osiągnąć przez zmniejszenie rezystancji włókna, na przykład przez zastosowanie powłok metalicznych. Innym analizowanym podejściem była redukcja punktów pomiarowych wzdłuż włókien. Przez celowe wprowadzenie do włókna wstępnego uszkodzenia (pęknięcia), uzyskano punkty pomiarowe, a jednocześnie zmniejszeniu uległa impedancja i w efekcie zwiększyła się długość pomiarowa.

Trzeci etap projektu *MonStrain* był realizowany w ścisłej współpracy z Akafliag Dresden i jego celem było opracowanie koncepcji integracji czujnika z elementami struktury szybowca. Ze względu na stosowanie głównie ręcznych procesów produkcyjnych, konstrukcje szybowców idealnie nadawały się do opracowania demonstratora technologii. Czujnik odkształceń z włóknem węglowym został zintegrowany ze skrzydłem szybowca, które w celu walidacji również zostało wyposażone w tensometry i czujniki przyspieszenia (ryc. 14). W przypadku badań dynamicznych umożliwiło to testowanie systemu pomiarowego w wybranych zakresach naprężeń i częstotliwości. Wynikiem projektu *MonStrain* miał być pełnoskalowy czujnik, który następnie miał zostać wykorzystany do badań w locie wybranych elementów struktury szybowca” [4].



Ryc. 14. Lewe skrzydło: planowane oprzyrządowanie demonstratora skrzydła do testów naziemnych w projekcie MonStrain, prawe skrzydło: możliwe dodatkowe oprzyrządowanie docelowego przyszłego latającego demonstratora

dzięki uprzejmości: P.J. Steinbild

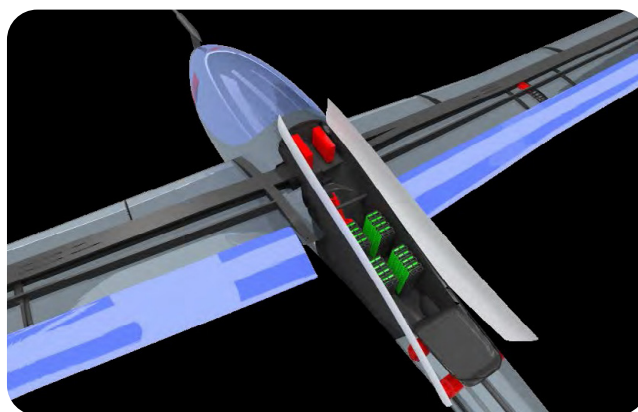
Akademicka Grupa Lotnicza z Politechniki w Stuttgarcie pod kierownictwem Felixa Jonke zaprezentowała aktualny stan badań i technologii w zakresie systemu *fly-by-wire* przeznaczonego do sterowania szybowców [9]. System *Fly-by-Wire* miałby służyć jako demonstrator technologii sterowania elektronicznego w szybowcach. Autorzy uzyskali wsparcie ze strony Institut für Luftfahrtsysteme Uniwersytetu w Stuttgarcie, którego wkład polegał na opracowaniu komputera pokładowego i oprogramowania.

„Głównym celem było wdrożenie w szybowcu systemu sterowania typu *fly-by-wire*. Mechaniczne elementy sterujące miały zostać zastąpione kablami i siłownikami, co umożliwiłoby w pełni elektryczną manipulację powierzchniami sterującymi. Przewidywano, że system *fly-by-wire* wygeneruje nowe możliwości w dziedzinie bezpieczeństwa i osiągnięć szybowca. Dane Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung (BFU, Federalne Biuro Badania Wypadków Powietrznych) pokazały, że około 49 % wszystkich wypadków śmiertelnych zostało spowodowanych wprowadzeniem do niekontrolowanego położenia w locie na skutek błędu pilota. Konwencjonalne rozwiązania bezpieczeństwa minimalizują obrażenia pilota w razie wypadku, zaś podejście autorów systemu miało na celu zapobieganie wypadkom, zanim one nastąpią. Zaplanowana została integracja *fly-by-wire* z systemem przeciw-przeciągnięciowym. Komputer pokładowy miałby wówczas aktywnie interweniować podczas lotu, co jest już standardem w samolotach pasażerskich. Możliwa byłaby również taka funkcja jak system unikania kolizji w przestrzeni powietrznej” [9].

„Integracja systemu *fly-by-wire* wymaga umieszczenia w kadłubie szybowca komputera pokładowego, okablowania, siłowników, czujników i akumulatorów zasilających (ryc. 15). Przedmiotowy system stwarza nowe wyzwania. Na przykład system baterii musi być redundantny i posiadać wystarczającą ochronę przeciwpożarową. Należy przeanalizować wpływ konstrukcji szybowca (kompozyt węglowy) na działanie i bezpieczeństwo układu elektrycznego. W zakresie bezpieczeństwa należy określić współczynnik awaryjności każdego komponentu, aby następnie wyznaczyć wskaźnik awaryjności całego systemu” [9].

Obok wyzwań związanych z systemem *fly-by-wire* istnieją również dodatkowe korzyści wynikające z kontynuacji projektu. Przykładowo, realizowane są nowe konstrukcje skrzydeł. „W jednym z poprzednich projektów – szybowcu fs 34

– próbowano zastosować klapę Fowlera, która umożliwia pilotowi zmianę powierzchni skrzydła w locie. Przy wysuniętych klapach szybowiec ma powierzchnię skrzydeł porównywalną z innymi szybowcami o wysokich osiągnięciach, co umożliwia lepsze wykorzystanie prądów termicznych. Przy schowanych klapach najlepsza prędkość szybowania samolotu jest wyższa niż w przypadku konkurentów ze względu na większe obciążenie skrzydeł i mniejszy opór.



Ryc. 15. Rozmieszczenie podzespołów systemu fly-by-wire w szybowcu fs-36 Velo: komputer systemu, aktuatory i akumulatory zasilające

dzięki uprzejmości: F. Johnke

Obecnie poczyniono znaczne postępy w zakresie określania integralności i redundancji systemu. Ponadto dzięki ścisłej współpracy z Federalnym Urzędem Lotnictwa określono wytyczne, zgodnie z którymi szybowiec fs36 i wszystkie kolejne szybowce typu *fly-by-wire* będą certyfikowane.

Oprócz prac projektowych wspomaganych komputerowo zbudowano model sekcji skrzydła w celu weryfikacji założeń projektu i zdobycia doświadczenia podczas budowy pełnowymiarowego skrzydła (ryc. 16). Zgodnie z projektem każde skrzydło ma posiadać cztery indywidualnie sterowane kłapy. Sterowanie nimi odbywać się będzie za pomocą siłowników wbudowanych w strukturę konstrukcyjną skrzydła” [9].



Ryc. 16. Model sekcji skrzydła szybowca fs-36 Velo z układem fly-by-wire

dzięki uprzejmości: F. Johnke

Podsumowanie

Przedstawione referaty pokazują, jak dalece zaawansowany jest dzisiejszy szybowiec zarówno w aspekcie aerodynamiki i osiągow w locie, jak również w kwestii bezpieczeństwa – czynnego i biernego. Aktualne tendencje rozwojowe skupiają się na badaniach i wdrażaniu rozwiązań ewolucyjnych. Są one kontynuacją sprawdzonych koncepcji przy jednoczesnym eksperymentowaniu z innowacyjnymi, często bardzo odważnymi propozycjami w zakresie aerodynamiki, układów napędowych, systemów asystenckich czy technik pomiarowych. Analizując treść referatów kongresowych, można zauważyć, że niezwykle istotną rolę w osiąganiu dobrych wyników badań, które przekładają się na udane wdrożenia, odgrywa współpraca w obszarze badań naukowych, akademickich kół lotniczych oraz przemysłu lotniczego.

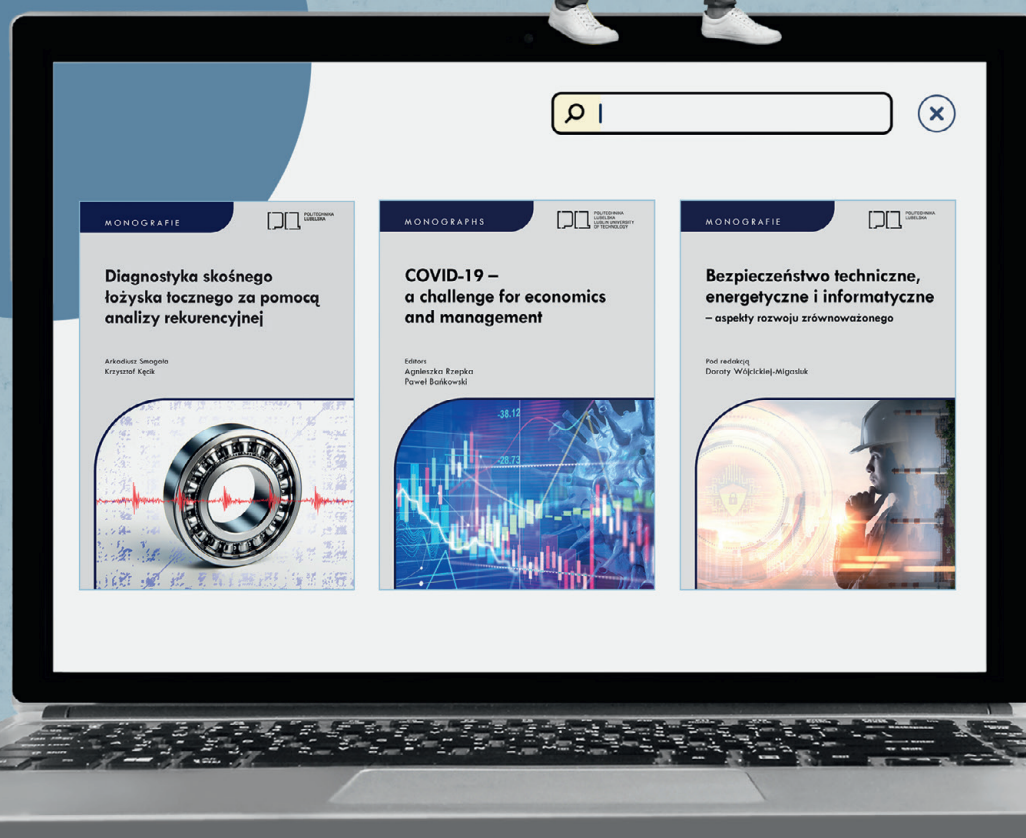
Bibliografia

- [1] Abry, J.C., Choi, Y.K., Chateauminois, A., Dallozu, B., Giraud, G., Salvia, M. (2001). In-situ Monitoring of Damage in CFRP-Laminates by Means of AC and DC Measurements. *Composites Science and Technology*, 61(6), s. 855–864.
- [2] Achleitner, J., Rohde-Brandenburger, K., Rogalla von Bieberstein, P., Sturm, F., Hornung, M., (2019). *Aerodynamic Design of a Morphing Wing Sailplane*. AIAA-Aviation Forum, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston (Virginia), s. 4.
- [3] Błażewicz, S., Patalita, B., Touzain, P. (1997). Study of Piezoresistance Effect in Carbon Fibers. *Carbon* 35(10–11), s. 1613–1618.
- [4] Condé-Wolter, J., Steinbild, P.J., Kostka, P., Ehrig, T., Winkler, A., Modler, N., Sell, F. (2021). *Load Monitoring for Sailplanes Utilizing an Innovative Carbon Fibre-Based, Spatially Resolved Strain Sensor*. XXXV OSTIV Congress – Congress Proceedings, s. 117–120.
- [5] Dahmann, P. (2011). *Stemme S10 VTX als multifunktionales Forschungsflugzeug*. Proceedings of Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress. DGLR, Bremen.
- [6] Höhne, R., Ehrig, T., Kostka, P., Modler, N. (2016). Phenomenological Investigation of a Carbon Fibre Based Strain Sensor with Spatial Resolution by Means of Time Domain Reflectometry. *Materialwissenschaft und Werkstofftechnik*, 47(11), s. 1024–1033.
- [7] Höhne, R., Kostka, P., Modler, N. (2017). *Characterization of the Spatial Resolution Capability of a Novel Carbon Fiber Strain Sensor Based on Characteristic Impedance Measurements*. Proceedings Sensor, s. 166–171. DOI: 10.5162/sensor2017/B1.3.
- [8] Illenberger, G. (2019). *Numerical Investigations on the Static Aeroelasticity of a Sailplane with a Morphing Forward Wing Section*. Semester Thesis, Technical University of Munich, Institute for Aircraft Design.
- [9] Johnke, F., Santosa, J.F., Habermann, M. (2021). *fs36 Fly-by-Wire of the Akademische Fliegergruppe Stuttgart*. XXXV OSTIV Congress – Congress Proceedings, s. 27–30.
- [10] Mäder, T., Nestler, D., Wielage, B. (2011). *Strain Sensing Using Single Carbon Fibres*. Proceedings of 18th International Conference on Composite Materials, Jeju Island, South Korea.
- [11] Mäder, T. (2014). *Neuartige Sensoren zur Erfassung von Dehnungen in Faserverbundwerkstoffen (Structural Health Monitoring)*. Dissertation, Chemnitz.
- [12] Owston, C.N. (1970). Electrical Properties of Single Carbon Fibres. *Journal of Physics D: Applied Physics*, 3(11), s. 1615–1626.
- [13] Pytka, J., Rypulak, A., Czyż, Z., Bąbel, R., Gierczak, K., Pytka, Jar., Kliza, R., Hryc, K. (2021). *Experimental Verification of the PROPWING Propulsion System – First Tests of a Model Motor Glider*. XXXV OSTIV Congress – Congress Proceedings, s. 49–52.
- [14] Pytka, J., Gnapowski, E., Rypulak, A., Kasprzak, P., Pytka, Jar. (2018). *Sailplane Wing Integrated with a Motor – Propeller System*. XXXIV OSTIV Congress Proceedings, Hosin.
- [15] Pytka, J., Rypulak, A., Michałowska, J., Pytka, J.D., Błażejczak, D., Gnapowski, E., Laskowski J. (2020). *Flight Testing of the PROPWING Airplane Propulsion Concept*. 7th International Workshop on Metrology for AeroSpace. Pisa: IEEE.
- [16] Reinisch, J. (2019). *Synthesis of Compliant Mechanisms for Morphing Wings with Nonlinear Topology Optimization*. Master's Thesis, Technical University of Munich, Institute for Aircraft Design.
- [17] Reinisch, J., Wehrle, E., Achleitner, J. (2021). Multiresolution Topology Optimization of Large-Deformation Path-Generation Compliant Mechanisms with Stress Constraints. *Applied Sciences* 11(6), s. 2479. <https://doi.org/10.3390/app11062479>.
- [18] Senger, S., Klein, R. (2021). *E-ROP Electric and Rotary Engined Hybrid Plane*. XXXV OSTIV Congress – Congress Proceedings, s. 47–48.
- [19] Sturm, F., Hornung, M. (2021). *Morphing Shell Design of a Sailplane with a Morphing Forward Wing Section*. XXXV OSTIV Congress – Congress Proceedings, s. 109–112.
- [20] Sturm, F., Achleitner J., Jocham, K., Hornung, M. (2019). *Studies of Anisotropic Wing Shell Concepts for a Sailplane with a Morphing Forward Wing Section*. AIAA-Aviation Forum, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston (Virginia), s. 4.
- [21] Viana, M.V.P. (2015). *Sensor Calibration for Calculation of Loads on a Flexible Aircraft*. Proceedings of International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics. St Petersburg.
- [22] Wang, X., Wang, S., Chung, D.D.L. (1999). Sensing Damage in Carbon Fiber and Its Polymer-Matrix and Carbon-Matrix Composites by Electrical Resistance Measurement. *Journal of Materials Science*, 34(11), s. 2703–2713.
- [23] Weinzierl, M., Achleitner, J., Baier, H. (2015). Highly Extensible Skin of a Variable Geometry Wing Leading Edge of a High-Performance Sailplane. *Technical Soaring*, 39(1), s. 4–9.

Zapraszamy do sklepu
Wydawnictwa Politechniki Lubelskiej



wpl.pollub.pl



WYDAWNICTWO
POLITECHNIKI
LUBELSKIEJ



Niebo jest wszędzie – wernisaż wystawy malarstwa i rysunku Martyny Bawolskiej

Jarosław Pytka

Tytułowe słowa padły z ust naszej redakcyjnej koleżanki, Martyny Bawolskiej podczas wernisażu prac plastycznych jej autorstwa. Wernisaż odbył się 6 grudnia 2024 r. w siedzibie *Kosmosu: Przestrzeni Młodych* przy alejach Racławickich 33 w Lublinie. Otwarcia wystawy towarzyszyło kilkadziesiąt osób, w tym przedstawiciele Aeroklubu Lubelskiego wraz z jego prezesem, panem Andrzejem Oczkowskim. Przybyli także znajomi, przyjaciele i sympatycy twórczości artystycznej Martyny. Na wystawie można

było kontemplować najnowsze prace młodej artystki, która, co warto podkreślić, jest mechanikiem lotniczym i ukończyła studia inżynierskie w Państwowej Akademii Nauk Stosowanych w Chełmie. Zapewne z tego względu prezentowane na wystawie obrazy i rysunki przedstawiają samoloty i szybowce. Artystka uchwyciła ulotne kadry, obrazy dostępne zazwyczaj jedynie oczom lotników, którzy mają niepowtarzalną okazję widzieć piękno świata z trzeciego wymiaru. Charakterystyczna gra mocnymi,





nasyconymi barwami w połączeniu ze światłem słonecznym pochłanianym lub rozpraszającym przez chmury, a także perspektywa widziana oczyma pilota stanowią clou motywów ukazanych na obrazach.

„Piękno lotnictwa jest niepowtarzalne. W moich pracach staram się uchwycić ulotne chwile, na które nie każdy z nas zwraca uwagę. Jest to połączenie techniki z artystyczną delikatnością. Uwielbiam, gdy sztuka wywołuje emocje, dlatego też moje obrazy pachną skoszoną na lotnisku trawą, rzucając cień w słoneczny





dzień i przypominają o pięknych zachodach słońca. Jestem bardzo zadowolona z faktu, jak dużo osób to dostrzegło i pojawiło się na moim wernisżu." (M.B.)

O tym, że istotnie „niebo jest wszędzie”, a przynajmniej na obrazach Martyny Bawolskiej, można się przekonać osobiście, odwiedzając Kosmos: Przestrzeń Młodych w Lublinie. Zapraszamy!



Fot. www.iconaircraft.com



ICON A5 – na lądzie, wodzie i w powietrzu

Damian Kowalczyk

Państwowa Akademia Nauk Stosowanych w Chełmie

Streszczenie

W artykule przedstawiono samolot ICONA5, który stanowi połączenie łodzi, samolotu i samochodu. Opisano genezę projektu, badania nad nim i rozwój konstrukcji, a także wybrane aspekty produkcji seryjnej. Przedstawiono istotne innowacje (w tym mankiety skrzydłowe oraz ratunkowy system spadochronowy), które sprawiają, że samolot ICON A5 jest zarówno bezpieczny, jak i ekonomiczny w użytkowaniu.

Słowa kluczowe: łódź latająca, mankiety skrzydłowe, czujnik kąta natarcia, system spadochronowy

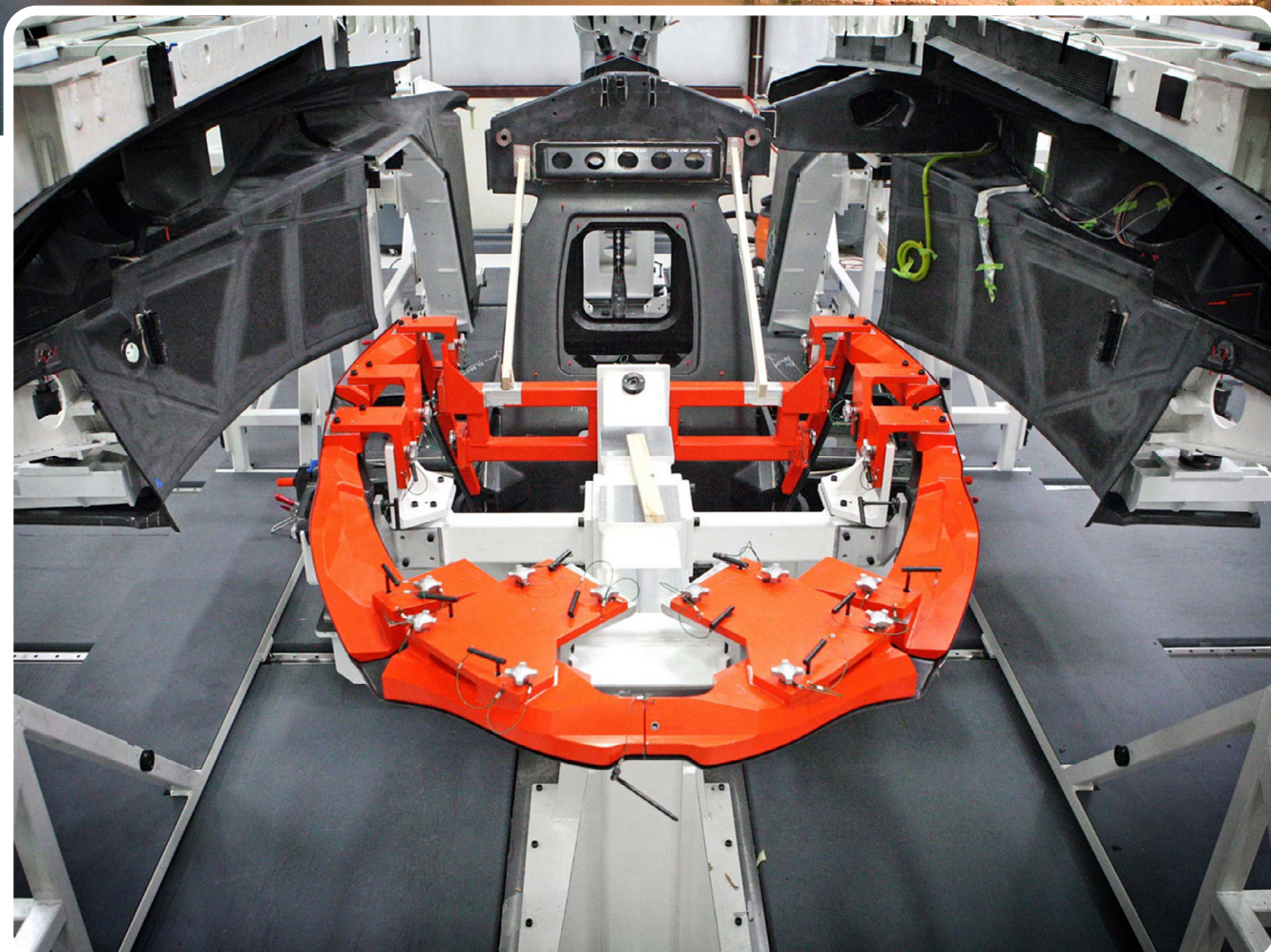
Wprowadzenie

Kilkanaście lat temu były pilot Sił Powietrznych USA Kirk Hawkins postanowił stworzyć samolot, który wstrząsnąłby światem lotnictwa i całkowicie zrewolucjonizował rynek małych prywatnych samolotów. Swoją przygodę rozpoczął w 2004 roku podczas studiów na Stanford University

Graduate School of Business. Doświadczenie i wiedza biznesowa w branży lotniczej skłoniły Hawkinsa do stworzenia czegoś wyjątkowego, a jednocześnie dostępnego dla szerokiego grona odbiorców. ICON A5 powstał we współpracy z projektantami z firm BMW, Rolls-Royce, Nissan oraz Lotus Engineering [3]. Jest to lekka, sportowa i wielozadaniowa łódź latająca zaprojektowana z myślą o pasjonatach lotnictwa, a także właścicielach łodzi motorowych, motocykli i dobrych samochodów. A5 jest przede wszystkim samolotem sportowo-rekreacyjnym. Został zaprojektowany jako bezpieczny i łatwy w pilotażu zarówno dla początkujących, jak i doświadczonych pilotów. Misją twórców ICON-a jest szkolenie nowych pilotów oraz eksploracja trudno dostępnych dla innych samolotów terenów.

W 2004 r. amerykańska Federalna Administracja Lotnictwa (Federal Aviation Administration, FAA) umieściła Icon A5 w nowej kategorii „lekkich samolotów sportowych o masie startowej do 650 kg”. Przy okazji stworzono tu również oryginalny program szkoleniowy, mający prowadzić do uzyskania

Fot. www.iconaircraft.com



Ryc. 1. Konstrukcja płatowca ICON A5, wnętrze kadłuba
Źródła: ICON Aircraft, Inc.



Rys. 2. Konstrukcja płatowca ICON A5 wykonana w całości z kompozytu węglowego

Źródła: CompositesWorld.com



Ryc. 3. Hala montażowa

Źródła: ICON Aircraft, Inc.

licencji pilota sportowego zaledwie po 20 godzinach szkolenia, co może dodatkowo wpłynąć na sukces projektu na rynku.

Elegancka, futurystyczna sylwetka latającej łodzi przyciąga wzrok, a innowacyjny design budzi podziw i sprawia, że po prostu chce się wsiąść i latać. Zamysłem konstruktorów było stworzenie produktu, który zostanie zaakceptowany nie tylko przez pilotów, ale także przez pasjonatów sportów motorowych [3]. Pierwszy prototyp samolotu został zaprezentowany w 2008 r., a produkcja seryjna rozpoczęła się w 2014 r. ICON A5 został oficjalnie zaprezentowany publiczności w 2015 r. i od tego czasu cieszy się zainteresowaniem zarówno wśród klientów indywidualnych, jak i firm działających w branży lotniczej.

Konstrukcja samolotu ICON A5

ICON A5 jest dwumiejscowym samolotem amfibijnym, co oznacza, że może startować oraz lądować i na lotniskach, i na wodzie. Dzięki swojej konstrukcji, samolot jest idealny do użytku rekreacyjnego, umożliwia pilotom eksplorację nowych, trudno dostępnych miejsc, a także bezpieczne i wygodne podróżowanie nad akwenami wodnymi. Jedną z najbardziej charakterystycznych cech samolotu jest jego wygląd kształtem przypominający rybę. Ten wyjątkowy design sprawia, że A5 wyróżnia się spośród innych samolotów na rynku oryginalnym stylem. Konstrukcja płatowca wykonana została z lekkiego i wytrzymałego kompozytu składającego się z włókna

węglowego (ryc. 1 i 2), które dzięki swoim właściwościom nie ulega korozji, co jest szczególnie ważne w przypadku amfibii i wodnosamolotów [1]. Rycina 3 przedstawia halę montażową zakładu produkcyjnego.

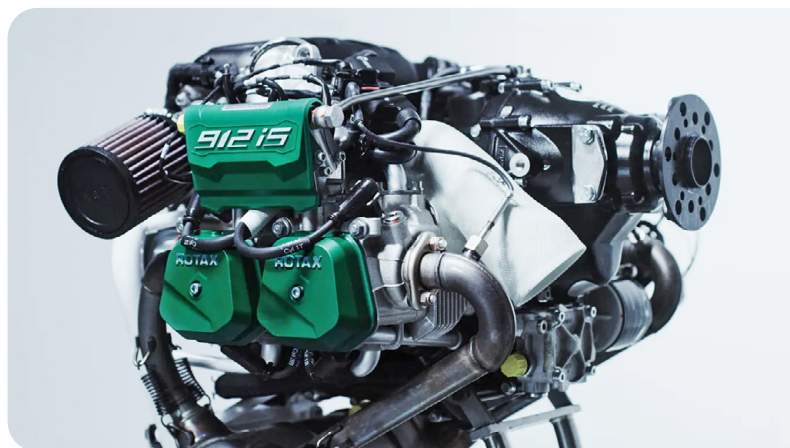
W tabeli 1 zawarto podstawowe dane techniczne samolotu ICON A5.

Tab. 1. Dane techniczne samolotu ICON A5

Parametr	Wartość
Liczba miejsc	2
Maksymalna masa startowa	686,4 [kg]
Obciążenie użytkowe	195 [kg]
Bagaż	27,7 [kg]
Paliwo	91 OCT lub 100 LL
Maksymalna prędkość	95 KCAS (176 [km/h])
Zasięg	790 [km] (rezerwa 45 minut)
Długość startu	droga startowa 195 [m] woda 213 [m]
Długość lądowania	droga startowa 179 [m] woda 213 [m]
Silnik	Rotax 912 (100 [KM])
Wysokość płatowca	2,4 [m]
Rozpiętość skrzydeł	10 [m]
Długość płatowca	7 [m]
Zużycie paliwa	14 [l/h]
Długość lotu	5 godzin
Prędkość przeciągnięcia	bez klap: 83 [km/h] z klapami: 72 [km/h]
Prędkość manewrowa	160 [km/h]
Maksymalny wiatr boczny	22 [km/h]
Maksymalny pułap	4572 [m]
Doskonalość	9 do 1

Napęd samolotu

Napęd samolotu stanowi silnik Rotax 912 iS o mocy 100 KM, który jest wyposażony w podwójny elektroniczny układ wtryskowy i zapłonowy. Pozwala to optymalizować skład mieszanki paliwowo-powietrznej we wszystkich warunkach pracy, całkowicie eliminując konieczność stosowania gaźnika (ryc. 4). Silnik ten charakteryzuje się łatwą obsługą, niską masą, a ponadto jest bardziej wydajny niż konkurencyjne silniki chłodzone powietrzem. Pomimo że dominującymi w lotnictwie ogólnym są silniki Lycoming i Continental, istnieje szereg dowodów pokazujących, że Rotax 912 iS jest równie niezawodny i łatwy w obsłudze, szczególnie w przypadku osiągnięcia resursu 2000 godzin. Czterosuwowa jednostka napędowa jest jedną z najczęściej stosowanych w segmencie lekkich samolotów sportowych, a samoloty wyposażone w silniki Rotax 912 różnych wersji przelatały ponad 85 milionów



Ryc. 4. Silnik Rotax 912 iS
zastosowany do napędu samolotu ICON A5

Źródła: BRP-Rotax GmbH & Co KG

godzin [6, 7]. Podobnie jak w przypadku silników Lycoming lub Continental, które posiadają automatyczną kontrolę składu mieszanki, procedura rozruchu jest bardzo prosta, podobna do uruchamiania silnika samochodowego. Należy też nadmienić, że wersja iS jest bardziej wydajna i oferuje poprawę zużycia paliwa o 1 galon na godzinę (gph) w porównaniu z silnikiem w wersji ULS. Jednostka sterująca w Rotax 912 iS automatycznie kontroluje zużycie paliwa, przełączając się na tryb mieszanki ECO przy ustawieniu przepustnicy poniżej 97 %. Podczas przelotu może to oznaczać nawet o 20 % mniejsze zużycie paliwa w porównaniu do wersji ULS.

Kolejną zaletą silnika Rotax 912 iS jest układ zasilania, który daje możliwość stosowania do napędu benzyny samochodowej o liczbie oktanowej 91 lub tradycyjnego paliwa lotniczego Avgas 100 LL. Niektórzy piloci mogą początkowo nie doceniać tej korzyści, ponieważ nie wszystkie lotniska mają na miejscu paliwo o liczbie oktanowej 91, jednak ta opcja ma swoje zalety, szczególnie dla wodnosamolotów. Choć paliwo lotnicze jest obecnie czystsze niż kilkadziesiąt lat temu, benzyna 100 LL nadal zawiera związki ołowiu, podobnie jak benzyna etylizowana z lat 80. Automatyzacja silnika, nowoczesny elektroniczny układ wtrysku paliwa oraz możliwość zamiennego stosowania bezołowiowej benzyny samochodowej i paliwa lotniczego oznaczają, że silnik Rotax 912 iS to jednostka napędowa o najniższej emisji CO₂ w swojej klasie [4, 6].

W tabeli 2 zawarto podstawowe dane techniczne silnika Rotax 912 iS.

Tab. 2. Dane techniczne silnika Rotax 912 iS

Parametr	Wartość
Waga silnika	75,4 kg
Moc znamionowa	73,5 kW / 100 KM
Moment obrotowy	121Nm / 5800 obr./min
Pojemność skokowa	1352 cm ³
Resurs	2000 godzin
Liczba cylindrów	4
Chłodzenie	ciecz, powietrze

Bezpieczeństwo

Konstruktorzy samolotu Icon A5 dołożyli wszelkich starań, aby został on wyposażony we wszystkie możliwe rozwiązania niezbędne do bezpiecznego latania. Obejmuje to najnowocześniejsze systemy zapobiegające przeciągnięciu oraz ułatwiające pilotaż.

System spadochronowy IPS

Systemy spadochronowe, choć stosunkowo nowe w lotnictwie ogólnym, istnieją prawie tak długo jak samoloty. Dopiero gdy stało się oczywiste, że istnieje potrzeba opracowania systemu ratowania pilota, jesteśmy świadkami szybkich innowacji i wdrażania systemów spadochronowych do lekkich samolotów sportowych i rekreacyjnych przez znanych producentów. Nowocześniejsze systemy ratownicze istnieją już od prawie pół wieku, a firma BRS Aerospace jest jednym z wiodących producentów.

Spadochron posiada trzy punkty mocowania w płatowcu ICON A5, dwa na skrzydłach i jeden w pobliżu kabiny (ryc. 5). System spadochronowy IPS może zostać aktywowany ręcznie z kokpitu lub automatycznie. Procedura uruchomienia spadochronu wygląda w następujący sposób: system rakietowy odrywa wyjście spadochronu po czym następuje jego pełne wysunięcie. Gdy czasza rozłoży się, a linki się naprężą, samolot ustabilizuje się w pozycji, równoległe do podłoża (Rys. 6). Dzięki temu swobodnie opadnie na ziemię, ratując załogę. Dodatkową, unikalną cechą systemu ICON Parachute System jest czujnik, który identyfikuje moment wystrzelenia spadochronu, dzięki czemu podwozie wysuwa się automatycznie [7]. Znanych



Ryc. 5. Umieszczenie spadochronu ratunkowego

Źródła: ICON Aircraft, Inc.

jest bardzo wiele przypadków użycia systemu ratunkowego, który nie zawiodł i uratował ludzkie życie.

Wskaźnik kąta natarcia

Kąt natarcia jest to kąt zawarty pomiędzy kierunkiem strugi napływającego powietrza a ciałą powierchni nośnej (skrzydła) lub płata wirnika. Jego wartość ma kluczowy wpływ na powstawanie działającej na skrzydło siły nośnej, odpowiedzialnej za unoszenie się samolotu w powietrzu [8].

Czujnik kąta natarcia w ICON A5 różni się nieco od klasycznych przyrządów. Został wyposażony w czytelny wskaźnik informujący pilota o wartości tego kąta w danej chwili lotu. Pokazano to na rycinie 7. Czerwony, żółty oraz zielony kolor informują użytkownika o aktualnym kącie natarcia.



Ryc. 6. Symulacja użycia spadochronu ratunkowego

Źródła: ICON Aircraft, Inc.



Ryc. 7. Wskaźnik kąta natarcia

Źródła: ICON Aircraft, Inc.

Aby utrzymać prawidłowy tor lotu, należy pilotować samolot w ten sposób, by wskaźnik był na zielonym polu („Approach”). Osiągnięcie pola żółtego jest ostrzeżeniem, natomiast nie należy doprowadzać do stanu, gdy wskaźnik przesunie się na pole koloru czerwonego.

Odporność na przeciągnięcie

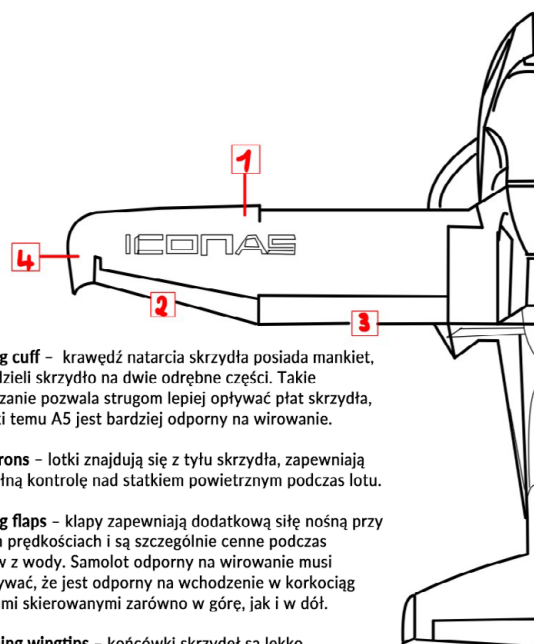
Korkociąg jest stanem lotu lub figurą akrobacji lotniczej, gdy skrzydło nośne znajduje się w zakresie pozakrytycznych kątów, a samolot wykonuje lot po linii śrubowej o małym promieniu, przy częściowej lub całkowitej utracie sterowności [9]. Aerodynamika samolotu ICON A5 przeciwdziała wprowadzeniu w korkociąg przy przeciągnięciu. Przeprowadzono ponad 360 testów w locie, osiągając zamierzone przeciągnięcia. Porównano pod tym względem samoloty ICON A5 i Cessna 150. Badania udowodniły, że A5 nie wpada w korkociąg.

Ponadto w skrzydle samolotu ICON wykorzystywanych jest kilka opatentowanych rozwiązań pozwalających na utrzymanie sterowności podczas lotu przy dużych kątach natarcia. Innowacje zastosowane w skrzydle samolotu ICON A5 zilustrowano na rycinie 8.

Mankiety skrzydłowe

Mankiet skrzydłowy jest modyfikacją profilu skrzydła na krawędzi natarcia w celu poprawy charakterystyki aerodynamicznej, głównie w zakresie stateczności, sterowności i charakterystyki siły nośnej. W kontekście konstrukcji skrzydła oznacza to zmianę kształtu skrzydła w obrębie krawędzi natarcia (ryc. 9), co ma na celu poprawienie wydajności aerodynamicznej. Może to prowadzić do zmniejszenia oporu powietrza, poprawy stabilności oraz zwiększenia efektywności generowania siły nośnej. Zmiany w profilu skrzydła, takie jak zastosowanie mankiety, mogą pomagać w redukcji zjawiska przeciągnięcia, co poprawia bezpieczeństwo lotu.

W artykule [2] opublikowano badania mające na celu sprawdzenie wydajności profilu skrzydła NACA 23015 z zastosowaną modyfikacją w postaci mankiety. Badania polegały na symulacji komputerowej modelu skrzydła z mankietem (ryc. 10) z uwzględnieniem takich czynników jak kąt natarcia,



1. **Wing cuff** – krawędź natarcia skrzydła posiada mankiety, który dzieli skrzydło na dwie odrębne części. Takie rozwiązanie pozwala strugom lepiej opływać płat skrzydła, a dzięki temu A5 jest bardziej odporny na wirowanie.

2. **Ailerons** – lotki znajdują się z tyłu skrzydła, zapewniają one pełną kontrolę nad statkiem powietrznym podczas lotu.

3. **Wing flaps** – klapy zapewniają dodatkową siłę nośną przy małych prędkościach i są szczególnie cenne podczas startów z wody. Samolot odporny na wirowanie musi wykazywać, że jest odporny na wchodzenie w korkociąg z klapami skierowanymi zarówno w górę, jak i w dół.

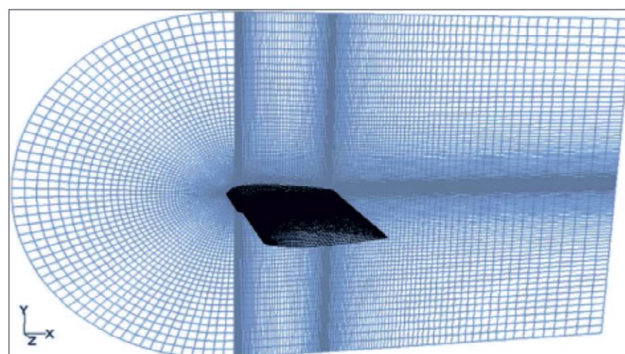
4. **Planing wingtips** – końcówki skrzydeł są lekko zakrzywione w dół, takie rozwiązanie zapewnia, że skrzydła przesuwają się po powierzchni wody podczas ekstremalnych lub niezamierzonych manewrów na wodzie. Zapewniają również stabilność hydrostatyczną, gdy statek powietrzny nie porusza się do przodu.

Ryc. 8. Innowacyjne rozwiązania aerodynamiki skrzydła samolotu ICON A5



Ryc. 9. Fragment skrzydła ICON A5 z widocznym zastosowanym mankietem

Źródła: ICON Aircraft, Inc.



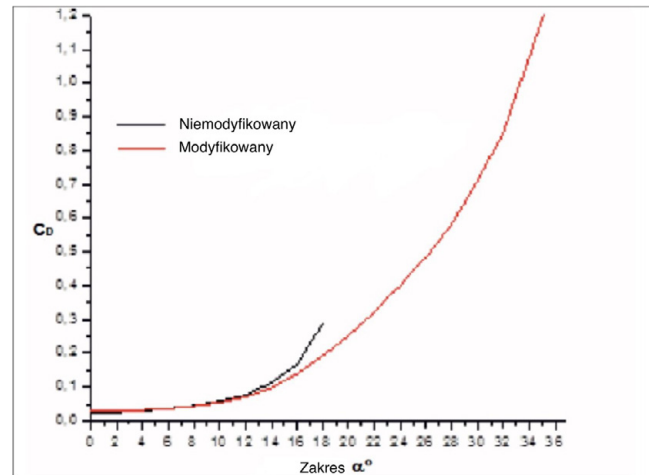
Ryc. 10. Model skrzydła w siatce obliczeniowej [2]

wiatr oraz siła oporu. Wyniki wykazały kilka dodatkowych zalet mankietu skrzydła w porównaniu z konwencjonalnym płatem. Przykładowy wynik cytowanych badań zobrazowano na rycinie 11. Najbardziej intrygującą zaletą okazała się zdolność samolotu do wykonywania krótkich startów i lądowań.

Badania wykazały, że profil skrzydła z mankiem wykazuje znaczącą poprawę aerodynamiki, co przekłada się na lepszą wydajność i stabilność w locie, a także na zwiększenie bezpieczeństwa.

Kokpit samolotu

Kokpit został zaprojektowany z dbałością o funkcjonalność na wielu poziomach. Wewnątrz zmieszczą się dwie dorosłe osoby, jest również miejsce na bagaż. Ważną zaletą jest dobra widoczność, którą uzyskano za pomocą dużej szyby przedniej oraz bocznych szyb z możliwością demontażu.



Ryc. 11. Wpływ mankietu skrzydła na charakterystykę współczynnika oporu szkodliwego [2]



Ryc. 12. Kokpit samolotu ICON A5, widoczne fotele pilota i pasażera
Fot. Bryon Dorr



Ryc. 13. Wskaźniki przyrządów pokładowych
Źródła: ICON Aircraft, Inc.



Ryc. 14. Płatowiec ze złożonymi skrzydłami

Źródła: ICON Aircraft, Inc.



Ryc. 15. Przyczepa transportowa

Źródła: ICON Aircraft, Inc.

Kokpit zilustrowano na rycinie 12. Fotel pilota i pasażera są jednakowe i charakteryzują się pozycją półleżącą, co zapewnia komfort w trakcie długotrwałego lotu.

Sterowanie wodnosamolotem odbywa się za pomocą dźwieszki sterowej znajdującego się pomiędzy nogami w przedniej części fotela (rys. 12). Jest to klasyczny układ sterowania statkiem powietrznym. Układ jest zdwojony, dlatego w razie sytuacji niebezpiecznej pasażer ma możliwość pilotowania. Warto również wspomnieć o wyposażeniu dodatkowym, w skład którego wchodzi dwa nawiewy

powietrza, wieszaki na słuchawki oraz podłokietnik. Futurystyczny kokpit samolotu charakteryzuje się nowoczesnym designem, co podnosi atrakcyjność i walory estetyczne.

Awionika

ICON A5 został wyposażony we wszystkie przyrządy niezbędne do bezpiecznego pilotażu. Są to: prędkościomierz, wysokościomierz, sztuczny horyzont, obrotomierz, czujnik temperatury i ciśnienia oleju (rycina 13). Warto wspomnieć,



Ryc. 16. Dodatkowe powierzchnie aerodynamiczne Seawings

Źródła: ICON Aircraft, Inc.

iz tablica przyrządów znajduje się tylko po lewej stronie, co oznacza brak przyrządów pokładowych widocznych z miejsca pasażera.

Wyposażenie radiowo-nawigacyjne obejmuje odbiornik GPS Garmin Area 796 lub Garmin G3X Touch. Dotykowe ekrany oferują konfigurowalne tryby wyświetlania wybranych parametrów lotu oraz statku powietrznego, w tym trójwymiarowy widok terenu, mapy lotnicze, dodatkowe zestawy wskaźników i systemy planowania lotu. System posiada również funkcję autopilota.

Dodatkowe udogodnienia techniczno-eksploatacyjne

Samolot ma możliwość złożenia i rozłożenia skrzydeł (ryc. 14), można to wykonać ręcznie. Funkcjonalność ta ułatwia hangarowanie i transport w przyczepie (rys. 15) odpowiedniej dla tego statku powietrznego. Złożenie, jak i rozłożenie skrzydeł jest proste – może to wykonać jedna osoba w czasie ok. 2 minut.

Specjalnie zaprojektowane platformy (ang. *seawings*), umiejscowione nad goleniami podwozia głównego (ryc. 16) zapewniają stabilność w wodzie, ułatwiają wejście do samolotu na lądzie, w doku i z wody. Umożliwiają również wygodne wykonanie przeglądu silnika. Końcówki są demontowalne, dzięki czemu można je wymienić w przypadku uszkodzenia.

Podsumowanie

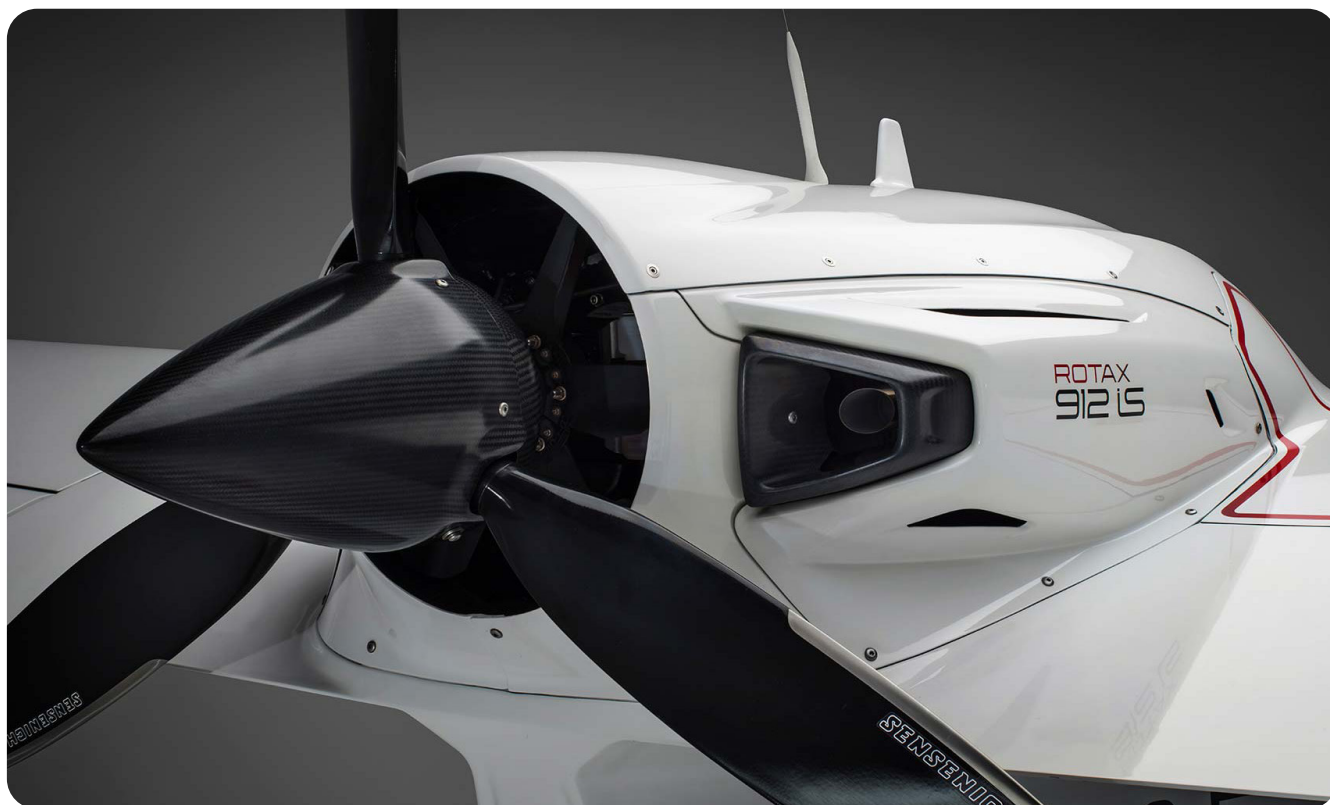
Samolot ICON A5 jest optymalnym rozwiązaniem dla osób, które chcą cieszyć się swobodą lotu nad wodą i lądem.

Ten lekki dwumiejscowy samolot amfibijny jest doskonały do eksploracji małych jezior, rzek i wybrzeży. ICON A5 zapewnia komfortową rekreację lotniczą przy jednoczesnej łatwości obsługi, dzięki czemu nawet początkujący piloci mogą cieszyć się bezpiecznym i tanim lataniem. Samolot został zaprojektowany z myślą o bezpieczeństwie i wygodzie użytkowników, co sprawia, że jest idealny zarówno do rekreacyjnego latania, jak i do przemieszczania się na większe odległości. Decyzja o zakupie samolotu ICON A5 wiąże się z inwestycją na lata, gdyż ten model cieszy się bardzo dobrymi opiniami oraz wysoką trwałością. Warto dodać, że istnieje możliwość zakupu tego samolotu w Polsce u autoryzowanego dealera producenta ICON A5. Cena wodnosamolotu z najbogatszym wyposażeniem w roku 2019 wynosiła 398 000 USD [5].

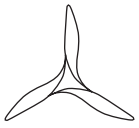
Bibliografia:

- [1] Busha, J., Icon A5. (2015). *Sport Aviation*, 64(8).
- [2] Meftah, S.M.A., Belhenniche, M, Fouatih, O.M., Imine, B. (2014). *Effects of Wing-Cuff on NACA 23015 Aerodynamic Performances*. EPJ-Web of Conferences, 67(02074). DOI: 10.1051/epjconf/20146702074.
- [3] *Dla pilota. ICON A5-na lądzie, w powietrzu i na wodzie* (2013). <https://dlapilota.pl/wiadomosci/dlapilota/icona5-na-ladzie-w-powietrzu-i-na-wodzie> [dostęp 17.01.2025].
- [4] *912 iS Sport | iSc Sport* <https://www.flyrotax.com/products/912-is-sport-isc-sport> [dostęp 20.01.2025].
- [5] *ICON Aircraft files for Chapter 11 bankruptcy – begins restructuring process, sale*, <https://www.globalair.com/articles/icon-aircraft-files-for-chapter-11-bankruptcy-begins-restructuring-process-sale?id=7225> [dostęp 20.01.2025].

- [6] Meet the Rotax 912 iS Engine, <https://www.iconaircraft.com/icon-a5-powerplant-rotax-912is-sport-facts-and-figures/> [dostęp 17.01.2025].
- [7] Safety Innovation. Peace of mind at 1,000 feet. <https://www.iconaircraft.com/safety/> [dostęp 31.01.2025].
- [8] https://pl.m.wikipedia.org/wiki/K%C4%85t_natarcia [dostęp 31.01.2025].
- [9] [https://pl.m.wikipedia.org/wiki/Korkoci%C4%85g_\(lotnictwo\)](https://pl.m.wikipedia.org/wiki/Korkoci%C4%85g_(lotnictwo)) [dostęp 31.01.2025].

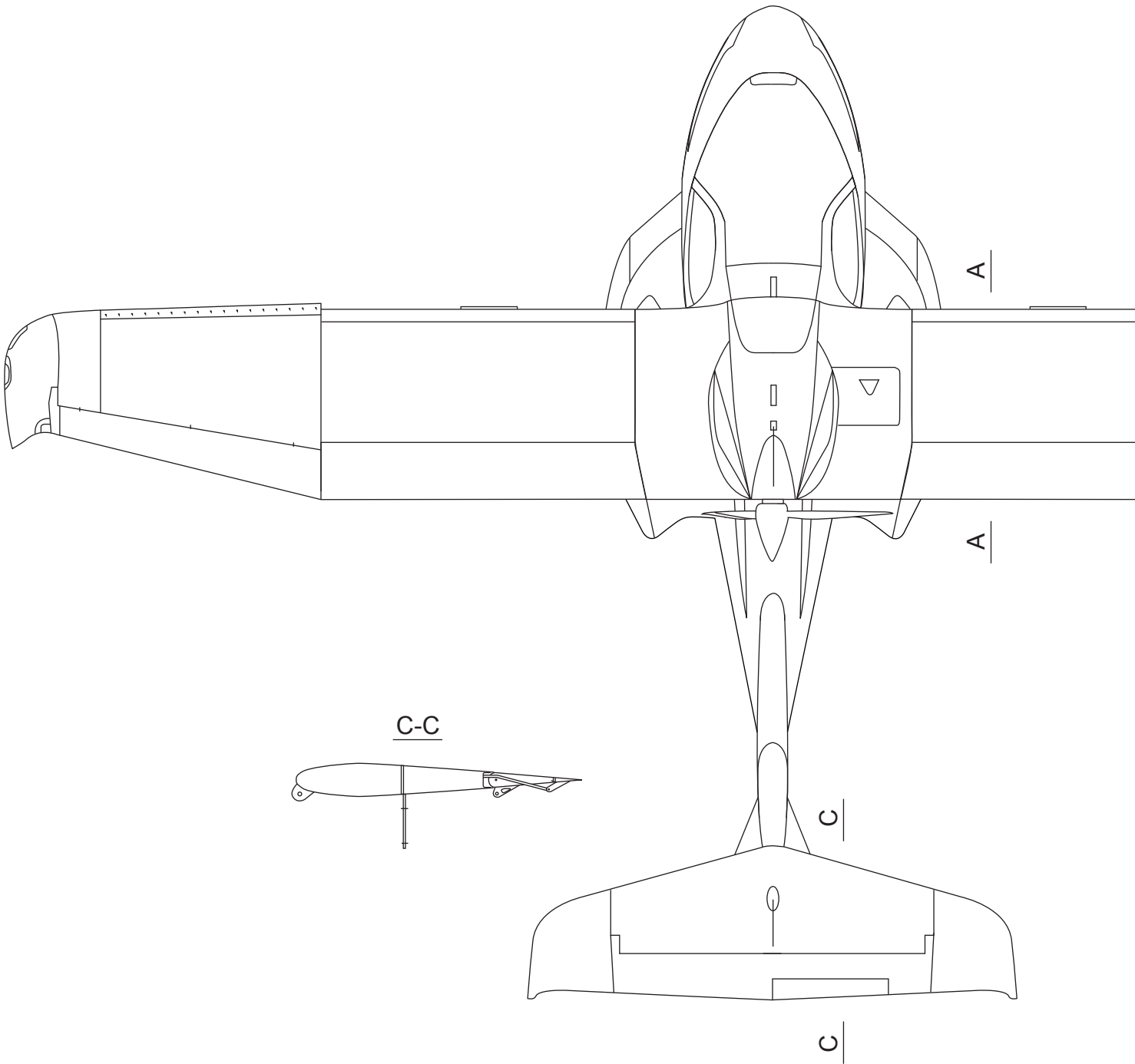
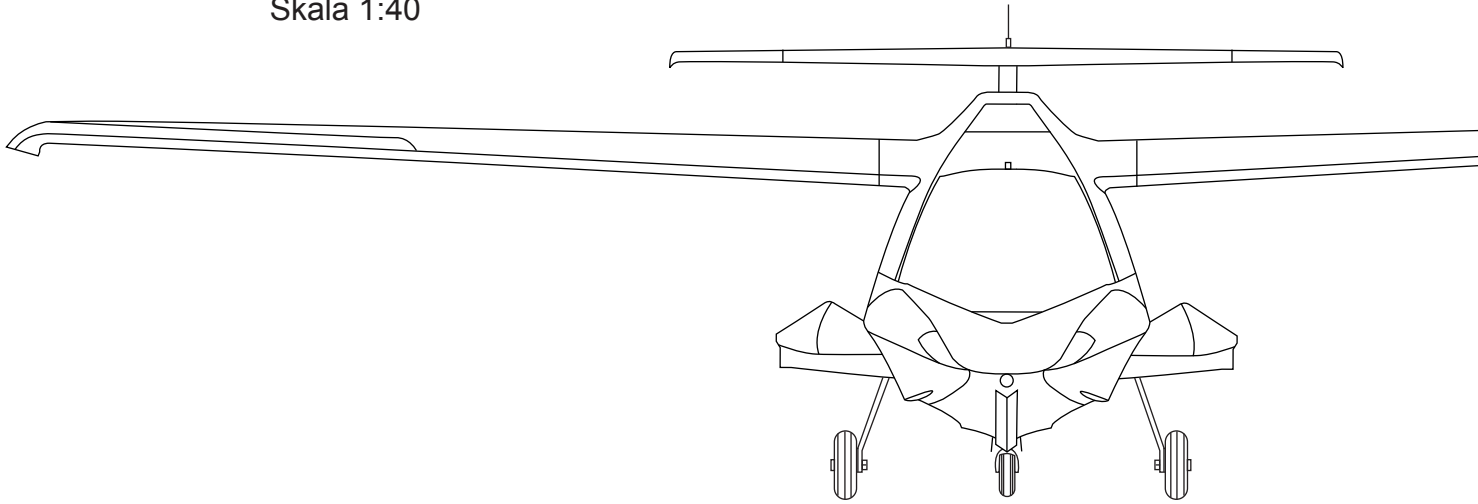


Źródła: www.iconaircraft.com

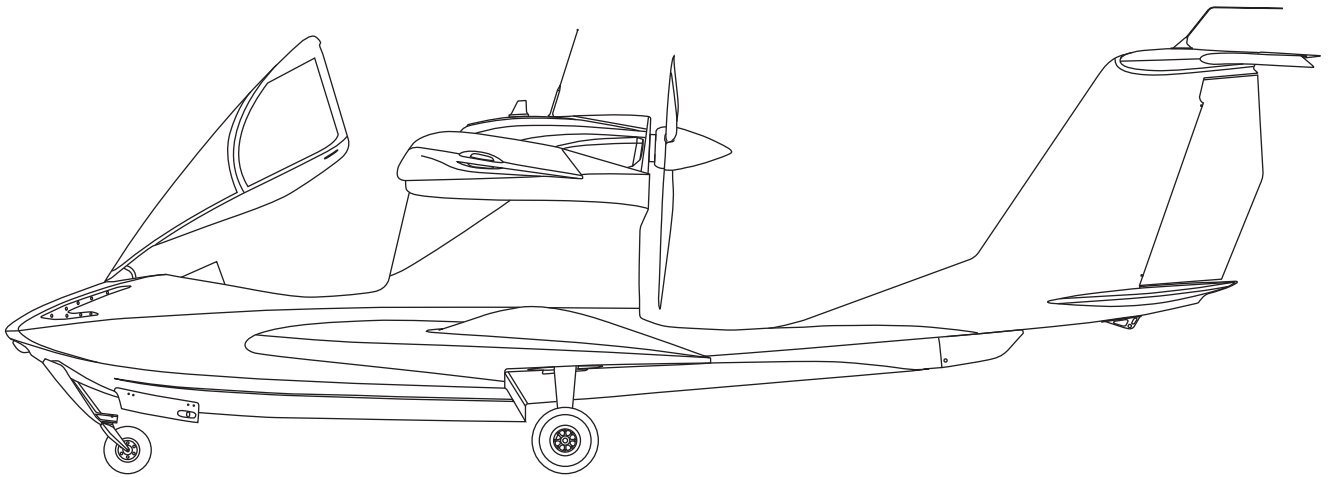
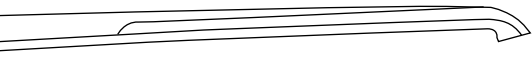
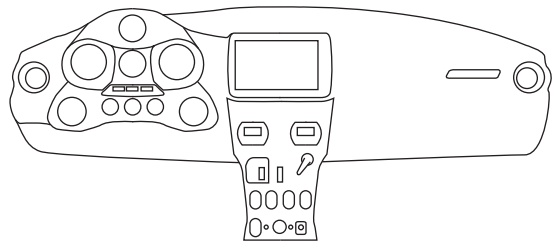


ICON A5

Skala 1:40



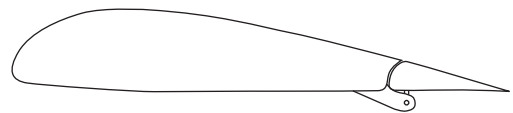
Tablica przyrządów



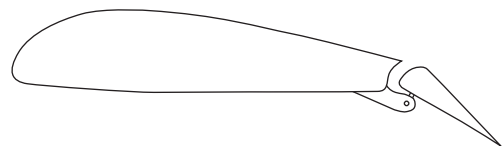
Profil skrzydła



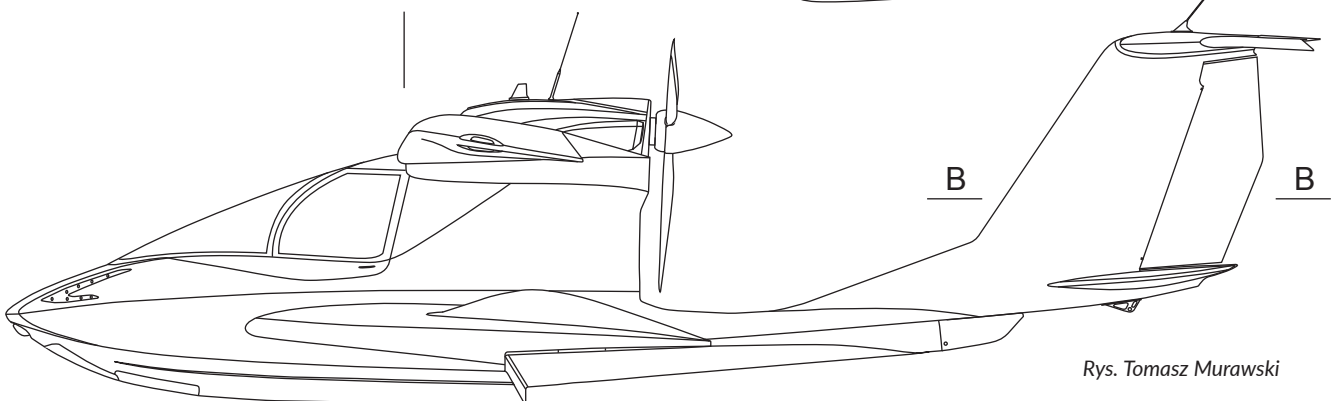
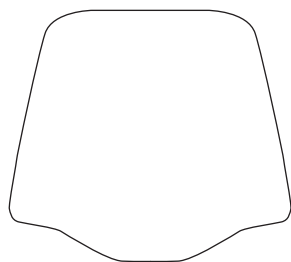
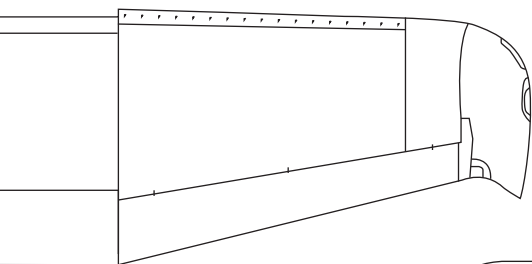
A-A



Wychylenie klap



B-B





Źródła: www.iconaircraft.com