

TECHNIKA

1
2023

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

AVIATION AND SPACE TECHNOLOGY



POLITECHNIKA
LUBELSKA

Szanowni Czytelnicy i Autorzy!



Za nami pierwszy rok wydawania wznowionej po latach „Techniki Lotniczej i Astronautycznej”. Redakcja ma nadzieję, że choćby po części spełnione zostały oczekiwania odbiorców czasopisma, a lektura zawartych w artykułach treści była dla Was interesującą i przyjemną. W bieżącym roku planujemy wdrożyć kilka nowości. Artykuły o charakterze naukowym zyskają na randze o ile będą posiadały unikalny cyfrowy identyfikator przedmiotu własności intelektualnej, DOI (*Digital Object Identifier*). Pozwoli to również na umieszczanie w ogólnodostępnych bazach publikacji naukowych, dzięki czemu dany artykuł znajdzie się w nieograniczonym obiegu cyfrowym. Jednak aby to osiągnąć, konieczne będzie wdrożenie systemu obsługi procesu redakcyjnego, nad czym obecnie pracujemy a o postępach w tym zakresie będziemy informować. Kolejną innowacją będzie możliwość zamieszczania tzw. dodatkowej zawartości cyfrowej, np. filmów video, fotografii, tabel danych, prezentacji czy kodów programów stanowiących uzupełnienie i uatrakcyjnienie artykułów publikowanych w naszym czasopiśmie. Natomiast z myślą o osobach ze szczególnymi potrzebami, w szczególności osobach

z niepełnosprawnością w zakresie wzroku, wprowadzimy ułatwienia dostępu, np. tekst alternatywny do elementów wizualnych, zawierający opis rysunków i fotografii zawartych w artykułach. Tekst alternatywny ułatwi odbiór treści osobom ze szczególnymi potrzebami, ale warto wiedzieć, że istnieją również wyzwania prawne, które wymagają od wydawców tworzenia bardziej dostępnych produktów i usług. Państwa członkowskie Unii Europejskiej są zobowiązane do wdrożenia przepisów ustawowych, wykonawczych i administracyjnych, niezbędnych do wykonania europejskiego aktu w sprawie dostępności, co w praktyce ma ruszyć od 28 czerwca 2025 r.

Zapraszamy do lektury bieżącego numeru TLiA!

Jarosław Pytka (red. naczelny)



Wiosna w Bieszczadach. Szybowiec SZD-48-3M Bravo w Żernicy podczas lądowania. Fot. Michał Ombach

Szybowiec z okładki – SZD-56-2 Diana 2

JAROSŁAW PYTKA

Ważnym działaniem w technice jest wyznaczanie standardów, tworzenie wzorców, na podstawie których powstają nowe obiekty. Zazwyczaj, nowe standardy pojawiają się przy okazji ugruntowania na rynku udanego modelu statku powietrznego. Korzyści są oczywiste, szczególnie po stronie twórców standardu. Można to porównać do globalnych standardów w zakresie języka angielskiego, który stanowi ogólnie uznawalną metodę porozumiewania się werbalnego ludzi techniki (i nie tylko). To, co reszta świata wydaje na naukę angielskiego, jest zarobkiem dla nauczycieli tego języka.

Inżynier Bogumił Beres, świętej pamięci, wyznaczył nowy standard w konstrukcji szybowców wyczynowych. Swym pojawianiem się na rynku oraz na zawodach, w szybowiec Diana „zamieształ w konkurencji”, odwrócił kolejność w tabelach wyników, stał się wzorcem, względem którego kalibrowano inne, nowe konstrukcje. Niestety, wskutek śmierci konstruktora, Diana została osierocona. Dodatkowo, przekształcenia własnościowe producenta sprowadziły czarne chmury nad całością programu. Dziś szybowce z rodziny Diana otrzymały nowe życie, dzięki odważnym przedsięwzięciom Firmy Avionic, która jest obecnie właścicielem praw do produkcji, a ponadto tworzy nowe konstrukcje w oparciu o standardy wyznaczone przez inż. Beresia. Dzięki temu Diana żyje i, co więcej, pozostała w granicach Rzeczypospolitej. Nie chodzi tu o patriotyzm lokalny, raczej o względy czysto praktyczne, przecież lepiej nam za szybowiec płacić w złotówkach niż w Euro. Co więcej, młodzi zdolni inżynierowie nie muszą szukać zatrudnienia u sąsiada za Odrą. Bo w końcu, wszędzie dobrze, ale w domu najlepiej...



Szybowiec Diana 2 w locie nad Chile w 2009 r. Fot. Sebastian Kawa

TECHNIKA
lotnicza
i ASTRONAUTYCZNA

AMBIENT AND SPACE TECHNOLOGY



Wydawca:
Politechnika Lubelska

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

Redaguje zespół:
Anna Kołtunowska,
Alicja Pytka,
Ernest Gnapowski,
Jan Laskowski,
Tomasz Murawski,
Michał Ombach,
Red. naczelny - Jarosław Pytka
j.pytka@pollub.pl

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),
płk 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: Alicja Pytka



Samolot z napędem wodorowym HK 36 Dimona.
Fot. 1000aircraftphotos.com

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 mogą być wklejone do tekstu bądź dołączone jako osobne pliki. Należy pamiętać o podpisach do rysunków. Rysunki bądź tabele zaczerpnięte ze źródeł innych niż Autora mogą być publikowane jedynie za pisemną zgodą właściciela praw autorskich.
3. TLiA publikuje następujące rodzaje artykułów:
 - a) artykuły naukowe, w tym standardowe, skrócone (tzw. noty techniczne lub inżynierskie), artykuły przeglądowe; artykuły naukowe podlegają recenzji,
 - b) artykuły metodyczne, dydaktyczne, stanowiące opis wraz z komentarzem do materiału dydaktycznego; do artykułów metodycznych, dydaktycznych można dołączać materiał uzupełniający w postaci prezentacji, filmów, itd.
 - c) relacje, np. z konferencji, wystaw, konkursów, zawodów,
 - d) rozszerzone streszczenia prac dyplomowych, inżynierskich i magisterskich a także doktorskich,
 - e) artykuły o treści popularno – naukowo – technicznej, publikowane na prawach rękopisu.
4. Przygotowane artykuły można przysyłać pocztą elektroniczną na adres: j.pytka@pollub.pl
Informujemy potencjalnych Autorów, że w niedalekiej przyszłości uruchomimy internetowy system redakcyjny, który umożliwi umieszczanie artykułów, a także dwustronną komunikację między redakcją a Autorem.

Spis treści

4	Szybowce rodziny Diana produkowane w firmie Avionic
12	Keson Misztala a skrzydła szybowca Diana
16	Doświadczalna weryfikacja układu napędowego motoszybowca z silnikami elektrycznymi w skrzydłach
25	Samolot amatorski KB-2 Jerzyk – historia powstania
32	Wodór paliwem przyszłości w lotnictwie. Zalety, wady i wyzwania dla napędu wodorowego
37	Badania statyczne samolotów i szybowców
46	Szybowce Diana w opinii pilota
50	Wiosna za pasem, czyli jak przygotować szybowiec do sezonu lotnego

Szybowce rodziny Diana produkowane w firmie Avionic

BOLESŁAW KAWIK, LESZEK MATUSZEK



Rys. 1. Szybowiec SZD-52-3 Diana 2 FES SP-4138 w locie. Fot. Avionic

1. Wprowadzenie

Firma Avionic została założona w 1997 roku przez dwóch pasjonatów lotnictwa Bolesława Kawika i Leszka Matuszka. Rozpoczęła swoją działalność od produkcji przyczep do transportu szybowców, co było odpowiedzią na zapotrzebowanie rynku na tego typu produkt dla szybowców produkcji krajowej, a następnie również zagranicznych. W roku 2003 firma Avionic rozpoczęła współpracę z niemiecką firmą produkującą samoloty akrobacyjne z rodziny Extra 300 i rozpoczęła produkcję części kompozytowych do tych samolotów.

Po staraniach i spełnieniu niezbędnych wymogów w 2004 roku, Urząd Lotnictwa Cywilnego przyznał firmie Avionic Certyfikat Zatwierdzenia Organizacji Produkującej DOA (z ang. *Design Organisation Approval*), wg przepisów JAR 21 Podczęść G Natomiast w roku 2006 Firma Avionic otrzymała Certyfikat Organizacji Produkującej POA (z ang. *Production Organisation Approval*), wg przepisów PART 21 Podczęść G (rys. 2).

W trakcie długoletniej współpracy firmy Avionic z wiodącymi producentami samolotów z Niemiec, firma Avionic zdobyła znaczące doświadczenie w produkcji elementów lotniczych z kompozytów wytrzymałościowych dla pro-

dukcji lotniczej. Przeszkolono niezbędne kadry pracowników warsztatowych oraz kadre inżynieryjno-techniczną tak, by gotowa była do podjęcia kolejnych wyzwań w opracowaniu i wdrażaniu produktów z branży lotniczej.

2. Szybowiec Diana 2 w rękach nowego producenta

Kiedy w roku 2016 zmarł mgr inż. Bogumił Bereś - konstruktor szybowca SZD 56-2 Diana 2 i jednocześnie jego producent - losy tej znakomitej konstrukcji zostały zagrożone. Mogły zostać odłożone do lamusa i z upływem czasu zostać zapomniane. Mogły też być odkupione przez „firmy konkurencyjne”, aby pozyskać najbardziej innowacyjne rozwiązania techniczne i aerodynamiczne z wykorzystaniem już w innych produktach.

W tym momencie u Bolesława Kawika, jednego ze współników firmy Avionic zrodził się pomysł, aby od Spadkobierców po Bogumile Beresiu pozyskać wszystkie prawa do produkcji tego szybowca wraz z odkupieniem istniejącego oprzyrządowania, oraz wartości intelektualnej.

Aby ten pomysł mógł zostać zrealizowany, rozpoczęto rozmowy ze Spadkobiercami oraz poszukiwanie partnera biznesowego do realizacji tego projektu. Okazało się, że

jest odpowiedni klimat do tego, aby jedna z najlepszych konstrukcji szybowcowych rodem z Polski pozostała w kraju, który przyszedł od Gliwickiej Agencji Przedsiębiorczości i Rozwoju, a w której Prezesem jest mgr inż. Bogdan Traczyk – absolwent Wydziału MEIL Politechniki Warszawskiej a jednocześnie były wieloletni pracownik byłych już Zakładów Szybowcowych w Bielsku Białej i wielki entuzjasta rozwoju przemysłu lotniczego w Polsce.

Wspólna już inicjatywa dwóch partnerów, Avionic oraz Agencji GAPR, zaowocowała pozyskaniem praw do produkcji Szybowca SZD 56-2 Diana 2 29 października 2016 roku, oraz uzyskaniem przez firmę Avionic Sp. J. B. Kawik - L. Matuszek w dniu 5 maja 2017 roku Certyfikatu Typu EASA.A.451 dla modeli: SZD-56 Diana, SZD-56-1 Diana i SZD-56-2 Diana 2 (rys. 3).

Od tego momentu dla firmy Avionic zaczęła się nowa przygoda i wielkie wyzwania w produkcji już własnego produktu w postaci szybowca wysokowyczynowego. Rozpoczęto kampanię promocyjną, w ramach której szybowiec Diana 2 został m. in. zaprezentowany na targach lotniczych we Friedrichshafen w Niemczech. Zalety szybowca prezentowano również na konferencjach szybowcowych w Szwajcarii oraz USA. Swoje akcje reklamowe rozpoczęli również przedstawiciele naszych produktów poza granicami Polski.

Pierwsze co należało zrobić, to pozyskać potencjalnych nowych klientów oraz wprowadzić niezbędne zmiany nie naruszające warunków certyfikatu a jednocześnie, wychodząc naprzeciw sugestii pilotów szybowcowych, którzy już



Rys. 3. Certyfikat Typu EASA.A.451 dla szybowców „Diana” uzyskany przez Firmę Avionic Sp. J. B. Kawik - L. Matuszek w dniu 5 maja 2017 r.



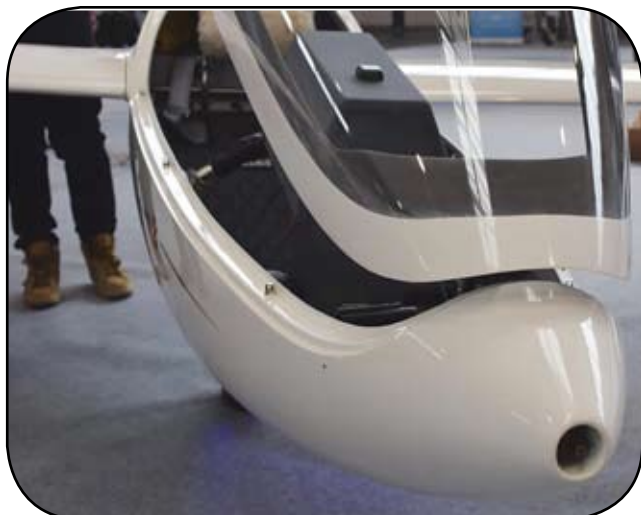
Rys. 2. Certyfikat Organizacji Produkującej wg przepisów PART 21 uzyskany przez firmę Avionic

mieli za sobą praktyczne doświadczenie w eksploatacji szybowca Diana 2. Chodziło głównie o naszych mistrzów, Sebastiana Kawę czy Łukasza Grabowskiego, a także pilota doświadczalnego Mariusza Stajewskiego oraz innych.

3. Modyfikacje konstrukcji szybowca Diana 2 zrealizowane przez Firmę Avionic

Rozpoczęto produkcję szybowca Diana 2 nowej generacji, w której dokonano niezbędnych zmian dla poprawy komfortu latania i podwyższenia osiągnięć w locie. Wykonano między innymi:

- zmianę zamocowania tablicy przyrządów, która obecnie nie unosi się z osłoną kabiny, co ułatwia wsiadanie i wysiadanie z kabiny,
- zwiększono kąt otwarcia osłony kabiny, co korzystnie wpłynęło na wygodę zajmowania miejsca w kabinie,
- wprowadzono możliwość zamocowania dodatkowej anteny radiostacji pokładowej w celu poprawy łączności na większe odległości,
- opracowano nowe umiejscowienie baterii akumulatora, ułatwiające dostęp,
- wykonano modyfikację wlewów balastu wodnego dla poprawy komfortu tankowania,
- poprawiono skuteczność obsługi trymera steru wysokości,
- zmieniono kształty siedziska i oparcia na bardziej ergonomiczne, dodano możliwość montażu podłokietnika,
- zaproponowano ekskluzywne wykończenie kabiny pilota z tapicerką skórzaną w kolorze wybranym przez klienta,



Rys. 4. Przód szybowca Diana 2. Fot. Avionic

- wprowadzono możliwość konfiguracji tablicy przyrządów uwzględniając nowoczesne przyrządy elektroniczne.

Wybrane szczegóły szybowca Diana 2 pokazane są na fotografiach (rys. 4-6).



Rys. 6. Kabina szybowca Diana 2 Fot. Avionic



Rys. 7. Szybowiec SZD-52-3 Diana 2 FES SP-4009. Fot. Avionic



Rys. 5. Widoczna na dole zmodernizowana wersja tablicy przyrządów w Dianie 2. Fot. Avionic

4. Szybowiec SZD-56-3 Diana 2 FES

Ze względu na stale rosnące zainteresowanie klientów szybowcami z alternatywnym napędem dolotowym poprawiającym komfort psychiczny pilota w trakcie przelotów oraz bezpieczeństwo ze względu na możliwość unikania lądowań w terenie przygodnym, w firmie Avionic powstał pomysł aby zmodernizować szybowiec Diana 2 poprzez doposażenie w innowacyjny napęd elektryczny FES, opracowany i produkowany przez firmę LZ Design ze Słowenii (patrz TLiA 2/2022).

W tym celu firma Avionic złożyła projekt na dofinansowanie przeprowadzenia badań mających na celu integrację szybowca z elektrycznym zespołem napędowym. Efektem integracji miał być nowy szybowiec wyczynowy z napędem. Po pozytywnym rozpatrzeniu i zaakceptowaniu projektu, firma Avionic otrzymała dofinansowanie zgodnie z umową nr: POIR.02.03.02-24-0021/17-00 z funduszy Europejskich w ramach Programu Inteligentny Rozwój z Europejskich Funduszy Rozwoju Regionalnego. Projekt realizowano w ramach współpracy z Politechniką Śląską oraz Zakładami Lotniczymi Margański & Mysłowski S.A. Wynikiem realizacji projektu był szybowiec kategorii „Specjalny”, SZD-56-3 Diana 2 FES (rys. 7 i 8).

Pierwsze dwa loty techniczne wykonał Leszek Matuzek i miały one na celu sprawdzenie, czy osiągnięte zostały wszystkie założenia projektowe. Docelowo szybowiec Diana 2 FES został zgłoszony do certyfikacji przez EASA. Pierwszy lot na szybowcu o numerze rej-



Rys. 8. Szybowiec Diana 2 FES na wystawie statycznej. Widoczne śmigła napędu FES. Fot. Avionic

stracyjnym SP-4032 w ramach tej procedury wykonał pilot doświadczalny Mariusz Stajewski w dniu 8 listopada 2018 roku. Proces certyfikacji tej wersji szybowca aktualnie trwa. W ramach wspomnianego projektu konieczna była modyfikacja nosa kadłuba, gdzie został zamontowany silnik napędowy ze śmigłem. Następstwem tego była modyfikacja i zmiana osłony kabiny. Natomiast za kabiną pilota umieszczono baterię akumulatorów zasilających silnik napędowy, a także dodatkowy osprzęt układu napędowego.

Powyższe modyfikacje wymagały dokonania zmian konstrukcyjnych, wykonania obliczeń wytrzymałościowych oraz analizy osiągow w locie a także przeprowadzenia niezbędnych prób statycznych kadłuba. Do tej pory wszystkie egzemplarze wersji FES zostały wyprodukowane jako szybowce niecertyfikowane i eksploatowane są indywidualnie. Cieszą się bardzo dobrą opinią i zadowoleniem właścicieli.

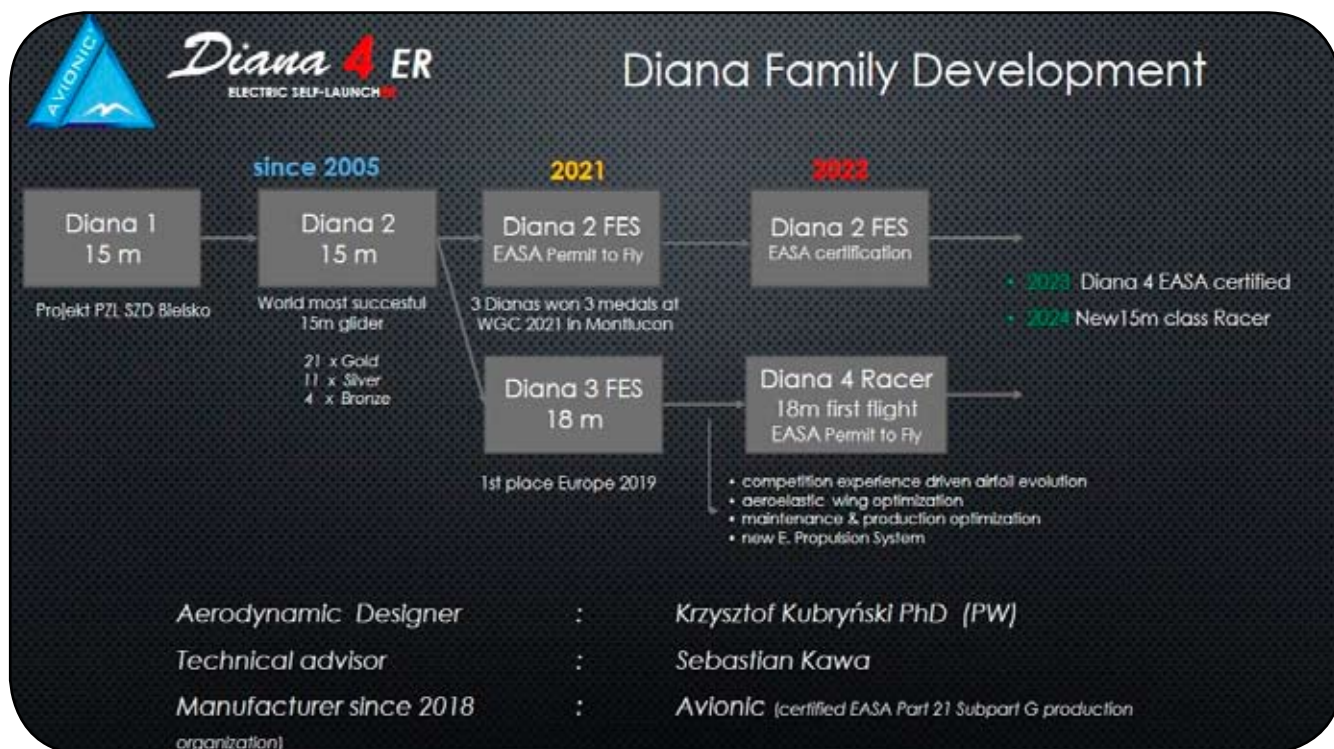
5. Szybowiec klasy 18m Diana 3

Aby wyjść naprzeciw rosnącemu zapotrzebowaniu na szybowce o rozpiętości 18 m w firmie Avionic wspólnie z Agencją GAPR powstał pomysł opracowania i wdrożenia do produkcji szybowca tej klasy, wyposażonego opcjonalnie w napęd elektryczny.

Ponieważ proces wdrożenia nowej konstrukcji wymaga opracowania koncepcji, następnie analizy aerodynamiki i optymalizacji konstrukcji jest zazwyczaj kosztowny i wymaga dużego zaangażowania i nakładu pracy a co za tym idzie, trwa bardzo długo. Aby skrócić czas opracowania nowego szybowca, zdecydowano się wykorzystać istniejącą konstrukcję, która została zaprojektowana przez zespół dwóch pilotów-konstruktorów z Republiki Czeskiej, Jiriego Kusbacha i Oldricha Bartonika. Projekt aerodynamiczny wykonał prof. Krzysztof Kubryński, pracującego obecnie w Instytucie Technicznym Wojsk Lotni-



Rys. 9. Szybowiec 18m Diana 3 w locie. Fot. Avionic



Rys. 9. Plan rozwoju szybowców w firmie Avionic. Fot. Avionic

czych (ITWL). Szybowiec nosił roboczą nazwę KKB 18 KE (rys. 10-13).

Firma Avionic wspólnie z GAPR w roku 2017 zakupiły egzemplarz prototypowy oraz dokumentację techniczną i oprzyrządowanie w celu wykonania następnych egzemplarzy.

Zakupiony egzemplarz otrzymał nazwę roboczą Diana 3 KKB 18KE. Szybowiec został zaprezentowany na targach lotniczych we Friedrichshafen, gdzie cieszył się dużym zainteresowaniem. W roku 2018 roku szybowiec Diana 3 brał udział w Szybowcowych Mistrzostwach Świata rozgrywanych na lotnisku Hosin w Republice Czeskiej, pilotowany przez Łukasza Wojcika. Podczas Szybowcowych Mistrzostwach Europy 2019, latając na szybowcu Diana 3, Sebastian Kawa zajął I miejsce, zdobywając swój 30-ty medal w karierze sportowej. Kolejnym sukcesem Diany 3



Rys. 10. Szybowiec Diana 3 OK-5513 w locie. Fot. Avionic

było 3. miejsce Tomasza Rubaja w Szybowcowych Mistrzostwach Polski, rozgrywanych w Ostrowie Wielkopolskim.

Do tej pory zbudowano 2 egzemplarze szybowca Diana 3, jeden dla klienta z Australii, drugi dla Górskiej Szkoły Szybowcowej Żar. Przewidziane jest wykonanie kolejnego egzemplarza.

6. Diana 4ER – najnowszy projekt firmy Avionic

Istnieje znaczna grupa pilotów ceniących niezależność od konieczności startu za wyciągarką czy na holu za samolotem i pragnących posiadać szybowiec, który może wystartować samodzielnie, a w razie zaniku noszeń termicznych mieć możliwość kontynuowania bezpiecznego dolotu do lotniska.

Niestety, modernizacja szybowców produkowanych dotychczas przez firmę Avionic na rzecz spełnienia tych wymogów ze względów ekonomicznych i konstrukcyjnych okazała się bardzo trudna a wręcz niemożliwa. Aby możliwy był dalszy rozwój firmy i wejście na rynek z ofertą szybowca w klasie 18m z napędem umożliwiającym samodzielny start i lot w warunkach atermicznych, postanowiono zaprojektować innowacyjny szybowiec całkowicie od podstaw, uwzględniając zastosowanie innowacyjnych metod w technologii kompozytów cienkowarstwowych. W tym celu, konieczne było pozyskanie specjalistów z dziedziny aerodynamiki, projektowania i symulacji komputerowych a także technologii budowy konstrukcji laminatowych. Jednym z członków zespołu jest prof. Krzysztof Kubryński, który zaangażował się w opracowanie projektu aerodynamicznego nowego szybowca. Głównym konstruktorem został inż. Grzegorz Sadłek, który prowadzi



Rys. 11. Tablica przyrządów szybowca Diana 3. Fot. Avionic



Rys. 12. Usterzenie poziome szybowca Diana 3. Fot. Avionic



Rys. 13. Pedaly szybowca Diana 3. Fot. Avionic

i nadzoruje pracę zespołu konstruktorów w skład którego wchodzi kilku młodych, ambitnych inżynierów. Realizacja projektu opracowania i wytworzenia nowego szybowca wyczynowego wymaga również zabezpieczenia środków finansowych w dłuższej perspektywie czasowej. W tym celu, firma Avionic opracowała kolejny projekt badawczo-rozwojowy, który na drodze konkursu, po uzyskaniu wysokich ocen recenzentów został zaakceptowany do finansowania. Dofinansowanie pochodzi z programów Funduszy Europejskich na Inteligentny Rozwój w ramach Europejskiego Funduszu Rozwoju Regionalnego zgodnie z umową nr. POIR.01.01.01-00-0102/19-00. Realizację

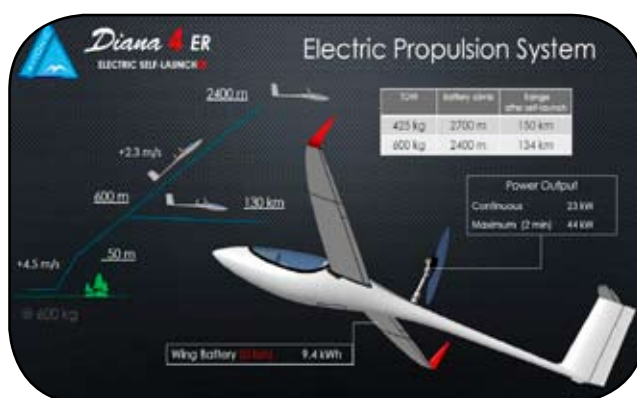


Rys. 14. Parametry techniczne szybowca Diana 4 ER. Fot. Avionic

projektu rozpoczęto w 2020 roku, zakończenie planowane jest na koniec października 2023 r. Nowy szybowiec, który powstaje, będzie nosił nazwę Diana 4 ER. Będzie to wysokowydajny szybowiec klasy 18m z możliwością samodzielnego startu (rys. 12-16).

7. Podsumowanie

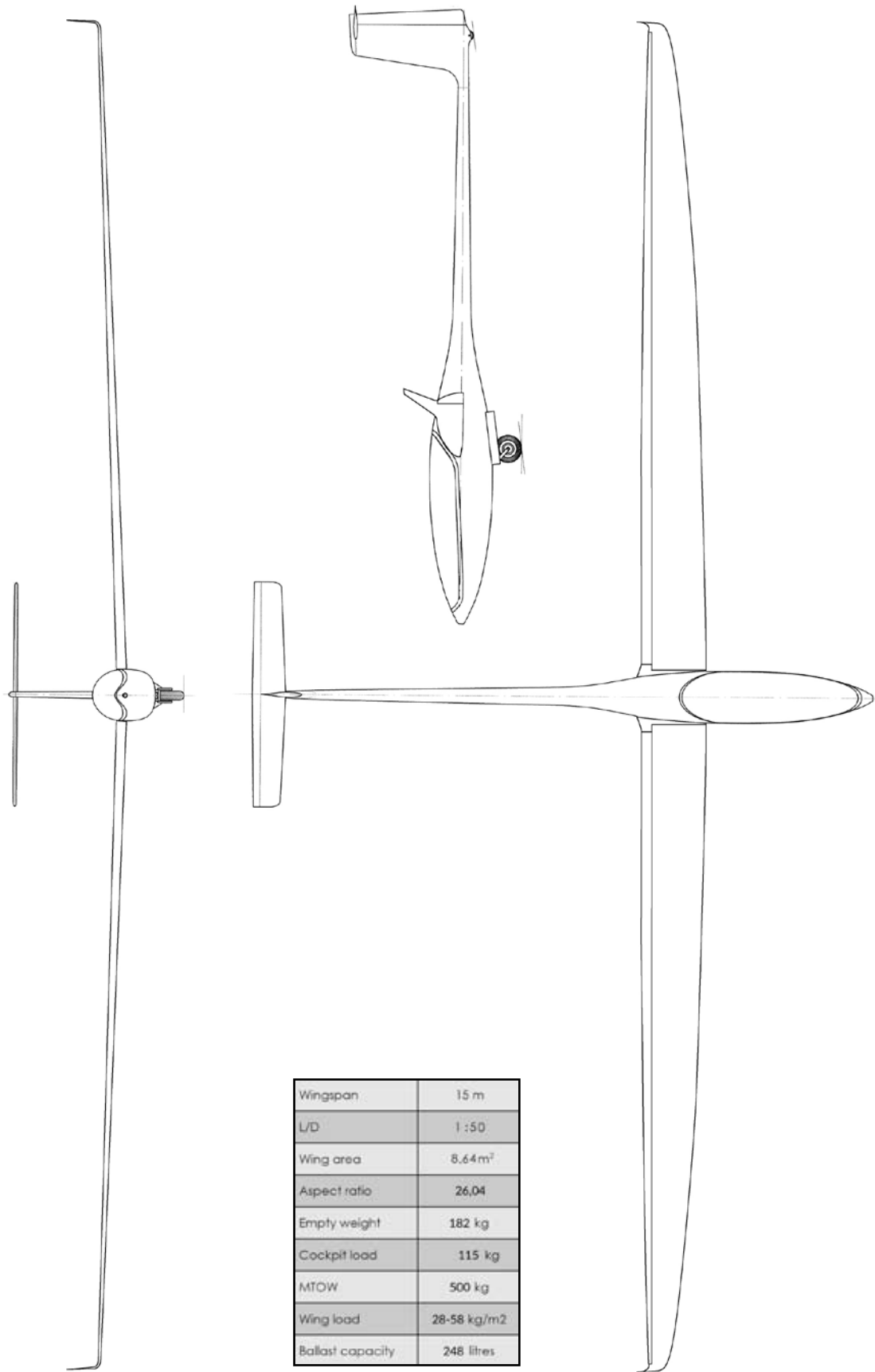
Biorąc pod uwagę wyniki dotychczasowych badań i analiz, można z wysokim prawdopodobieństwem sądzić, że Diana 4ER produkcji Avionic stanie się poważnym konkurentem wśród innych szybowców dostępnych na rynku, a z całą pewnością przyniesie przyszłym użytkownikom wiele satysfakcji i radości z latania i przyczyni się do osiągnięcia najwyższych wyników w sporcie szybowcowym. Natomiast firma Avionic dzięki realizacji projektu, dorówna producentom zagranicznym i wniesie kolejny znaczący wkład w rozwój przemysłu szybowcowego w Polsce i na świecie.



Rys. 15. Szczegóły projektu napędu pomocniczego w szybowcu Diana 4 ER. Fot. Avionic

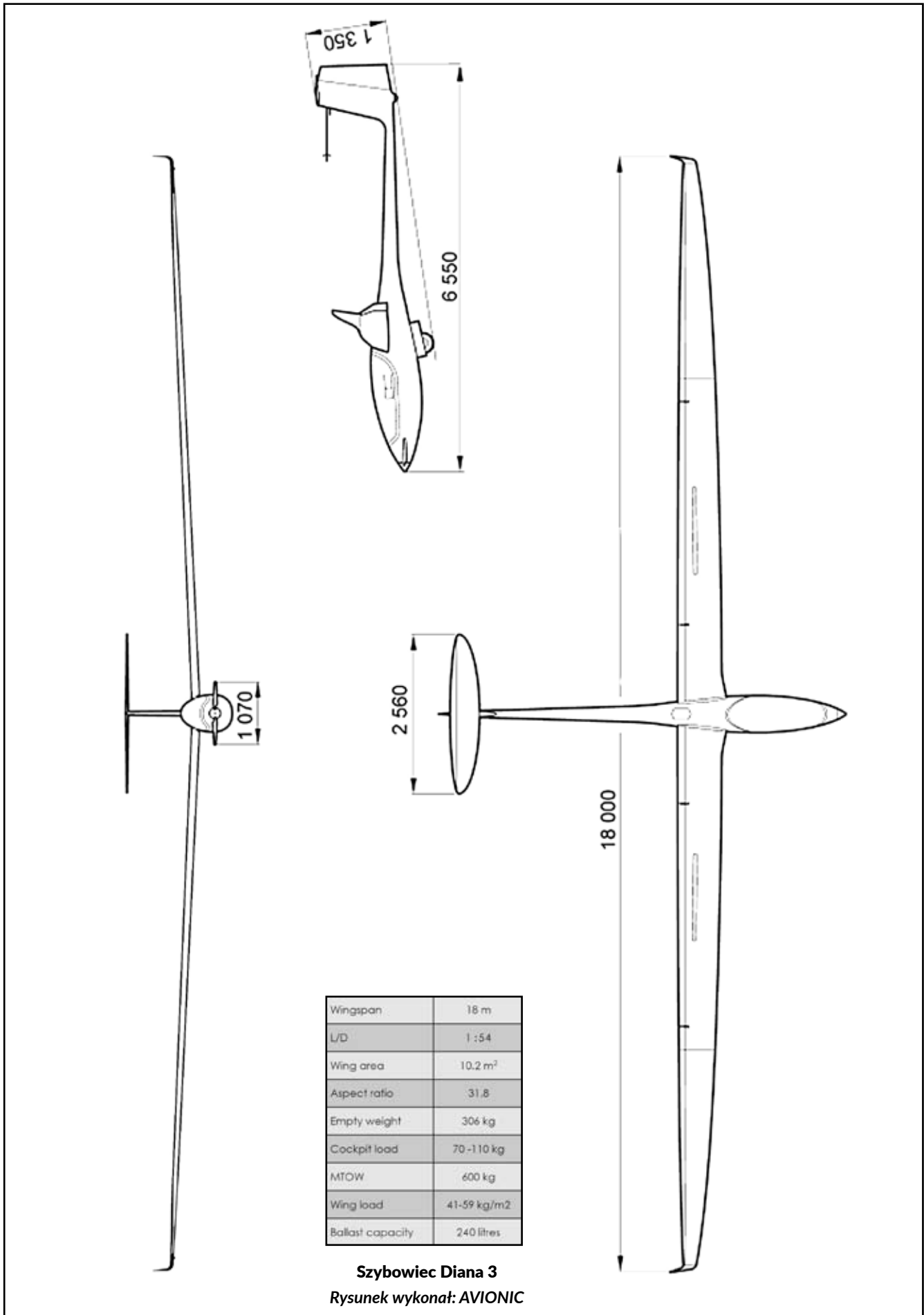


Rys. 16. Konstrukcja szybowca Diana 4 ER. Fot. Avionic



Wingspan	15 m
L/D	1 : 50
Wing area	8.64 m ²
Aspect ratio	26,04
Empty weight	182 kg
Cockpit load	115 kg
MTOW	500 kg
Wing load	28-58 kg/m ²
Ballast capacity	248 litres

Szybowiec SZD-52-2 Diana 2
 Rysunek wykonał: Tomasz Murawski





Keson Misztala a skrzydła szybowca Diana

TOMASZ MURAWSKI

Rys. 1. Szybowiec SZD-56 Diana (pierwsza nazwa szybowca: „BB-1”) w locie. Fot. SZD

1. Wstęp

Szybowiec SZD-56 Diana został zaprojektowany blisko 34 lata temu w Szybowcowych Zakładach Doświadczalnych (SZD) w Bielsku-Białej. Był to szybowiec o rozpiętości skrzydła równej 15 m (klasa 15m). Głównym konstruktorem był mgr inż. Bogumił Bereś. Pierwszy lot odbył się w roku 1990 r. Szybowiec ten w swoim czasie odznaczał się bardzo nowoczesną konstrukcją, niezwyklejmi parametrami konstrukcyjnymi i ustanowił kilka rekordów świata. W tamtym czasie miał:

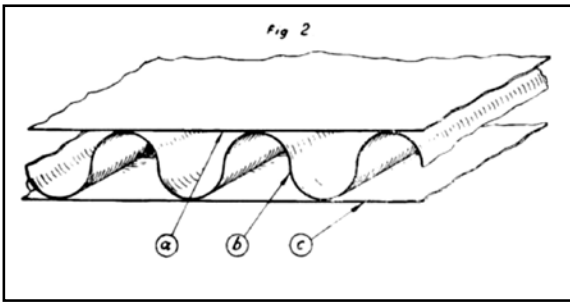
- najcieńszy profil skrzydła ze wszystkich produkowanych szybowców (13%),
- najmniejszą grubość bezwzględną skrzydła,
- największe wydłużenie skrzydła,
- najmniejszą powierzchnię omywaną kadłuba,
- najmniejszą masę własną,
- największy stosunek masy balastu do masy własnej.

Masa własna szybowca Diana wynosiła 175 kg (projekt przewidywał masę własną 150 kg), podczas gdy niemieckie szybowce tej klasy ważyły 235 kg. Największy wkład w masę własną szybowca miał nowy materiał zastosowany po raz pierwszy w konstrukcji polskich szybowców – kompozyt węglowo-aramidowy. Skrzydła zostały zaprojektowane jako skrzydła stricte bezdźwigarowe, o kesonie wielo-

obwodowym, które po dziś dzień stanowią bardzo ciekawą konstrukcję, niespotykaną także obecnie w szybowcach. Sam szybowiec, już w nowej wersji SZD-56-2 Diana 2, z nowymi zaprojektowanymi skrzydłami, stanowi do dzisiaj niedościgniony wzór jeśli idzie o nowatorską konstrukcję skrzydeł, a także pod względem aerodynamiki.

2. Skrzydło bezdźwigarowe

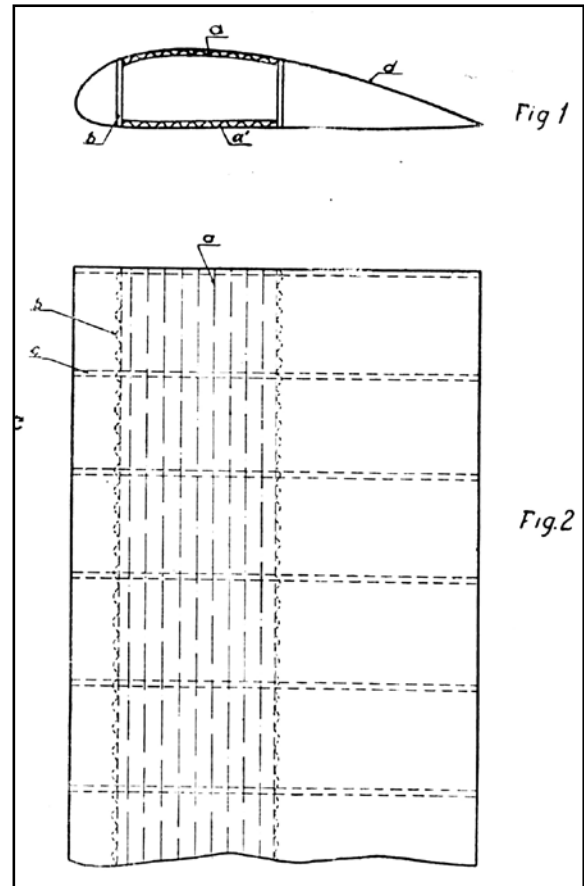
Sama idea bezdźwigarowego skrzydła, a w zasadzie skrzydła, którym dźwigar jest niejako rozproszony, nie jest nowa. Już w styczniu 1926 roku polski konstruktor lotniczy inż. Piotr Tułacz opatentował system „dźwigarowego” pokrycia samolotów - patent nr 7470 - w którym poszycie płata składało się z 3 warstw. Pokrycie było wykonane z płaskich płyt przedzielonych warstwą środkową, która była wykonana z blachy falistej. Można powiedzieć, że był to niejako pierwowzór powojennej konstrukcji przekładkowej skrzydeł szybowców kompozytowych. Również pracujący przed wojną w PZL dr inż. Franciszek Misztala, opatentował w 1932 r. „Cienkościenny dźwigar skrzynkowy do skrzydeł samolotowych, wykonany z blachy falowanej”, opis patentowy nr 16585. Był to zasadniczo keson, którego górna i dolna ściana zrobiona była z blachy fali-



Rys. 2. Patent nr 7470 inż. Piotra Tułacza z 1926 r. - „System dźwigarowego pokrycia samolotów”

stej, pokrytej gładką blachą z zewnątrz. Również ścianki zamykające były wykonane z blachy falistej. Blacha falista w tym kesonie była położona wzdłuż rozpiętości skrzydeł, pracując tym samym na zginanie, a tworząc swoistą przekładkę, takie pokrycie (cały keson skrzydła) było ponadto bardzo odporne na skręcanie. Sama blacha falista miała w sobie też bardzo dużą sztywność. W ten sposób zewnętrzne pokrycie skrzydeł pełniło nie tylko funkcje aerodynamiczne, jak to dotąd bywało, ale też i wytrzymałościowe, a całe skrzydło, jego struktura, mogła być tym samym dużo lżejsza.

Pierwszy „keson Misztala” został zastosowany w samolocie sportowym PZL-19, którego wiodącym konstruktorem był inż. Jerzy Dąbrowski. Także inne samoloty PZL – oprócz pościgówek PZL P.1-P.24 – miały w skrzydłach taki keson. Taki sam keson zastosował też rosyjski konstruktor samolotów Andriej Tupolew w bombowcu Tu-2 w 1941 roku, korzystając zapewne bezpłatnie, na skutek wybuchu wojny, z patentu Misztala.

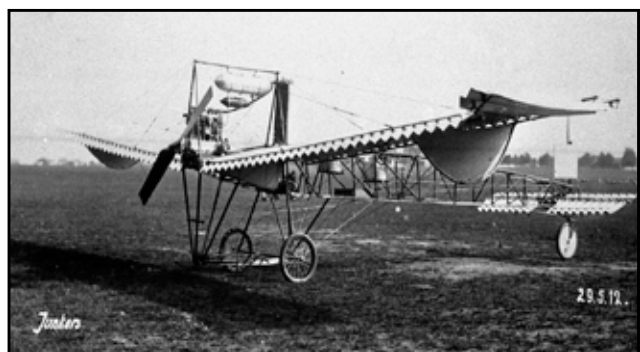


Rys. 4. Rysunek z patentu dr inż. F. Misztala z 1932 r.

Sama blacha falista, którą dziś możemy bardzo często zobaczyć na dachach domów, czy hangarów, służyła za pokrycia skrzydeł, usterzeń i kadłuba w samolotach już od 1912 r. Blachę falistą na skalę masową w produkcji samolotów, używał niemiecki konstruktor lotniczy Hugo Junkers. Najpierw w samolocie Junkers J1 w 1915 roku, który był też pierwszym samolotem zbudowanym całkowicie z metalu, a także w następnych swych konstrukcjach, w tym słynny samolot pasażersko-transportowy Ju-52.



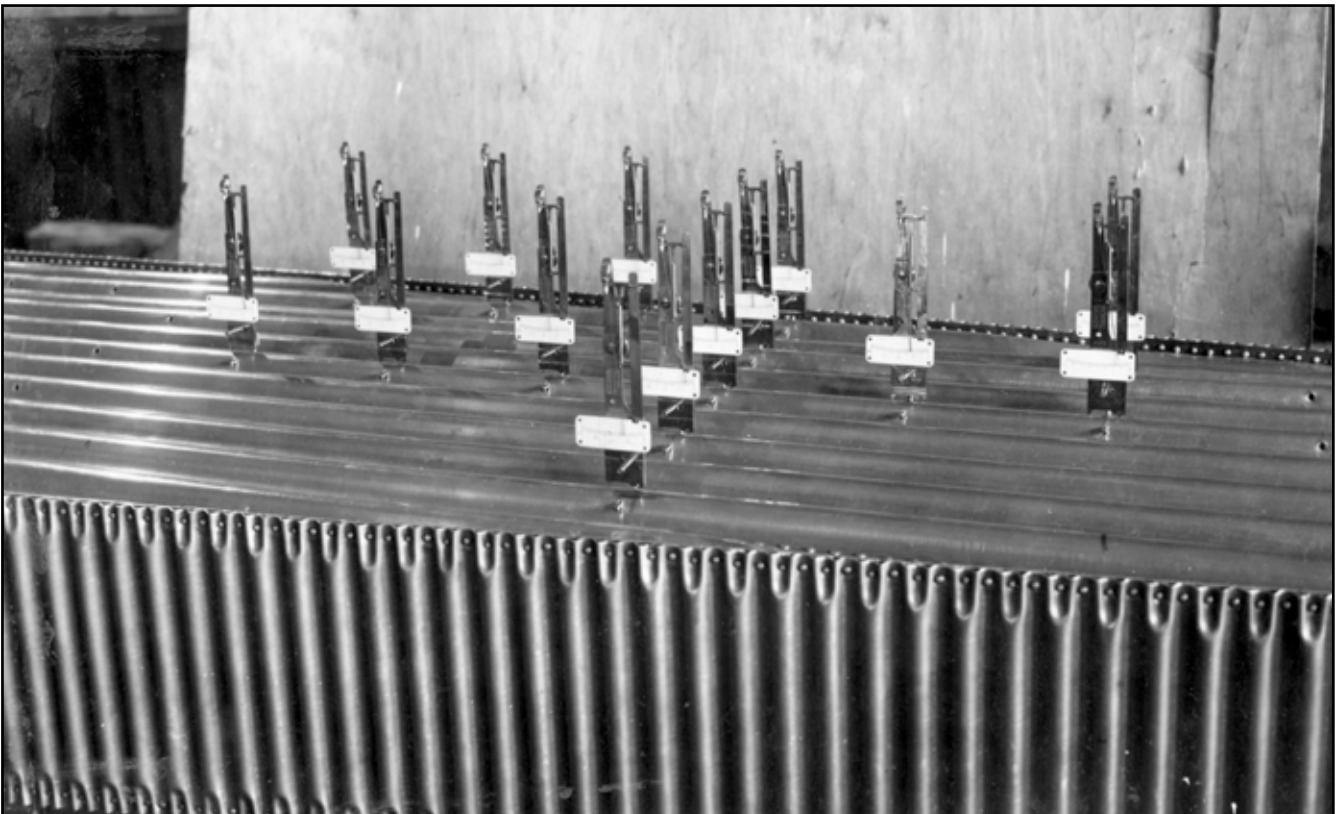
Rys. 3. Patent nr 16585 dr inż. Franciszka Misztala z 1932 r. - „Cienkościenny dźwigar skrzynkowy do skrzydeł samolotowych, wykonany z blachy falowanej”



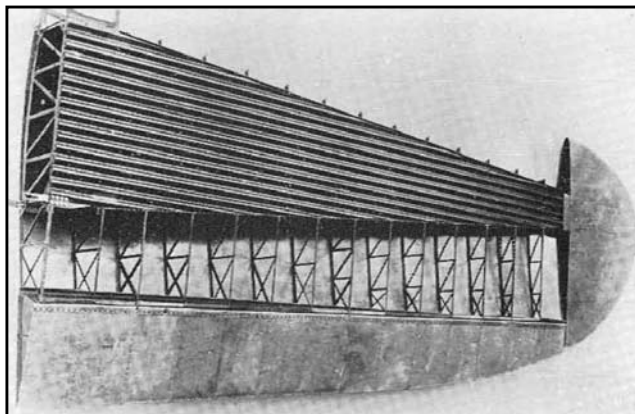
Rys. 5. Samolot Reissner-Ente z 1912 r. z pokryciem skrzydła z blachy falistej. Fot. Junkers



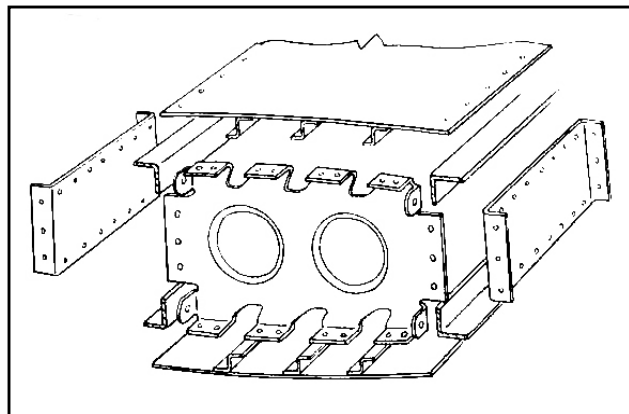
Rys. 6. Keson Misztala podczas prób statycznych w Instytucie Badań Technicznych Lotnictwa. Fot. IBTL



Rys. 7. Widoczne zamontowane tensometry pomiarowe na strukturze kesonu. Fot. IBTL



Rys. 8. Konstrukcja skrzydła z kesonem Misztala samolotu sportowego PZL-19. Fot. PZL



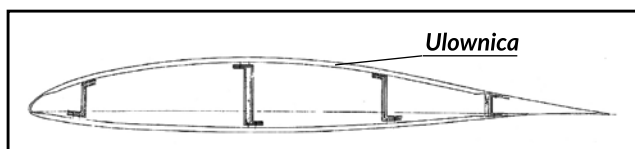
Rys. 9. Dalsze rozwinięcie kesonu Misztala celem uproszczenia konstrukcji. Rys. T. Sołtyk

3. Skrzydło Diany

W Dianie zastosowano oryginalny pomysł trójwarstwowej struktury pokrycia, z wewnętrzną ścianką falistą – „ułownicą”. Konstruktor Diany inż. Bereś postanowił wciągnąć do pracy na zginanie skrzydła całe pokrycie skrzydeł – powłokę. Pianka przekładki o przekroju trapezowym przenosi w tym układzie również naprężenia na zginanie, natomiast pokrycie zewnętrzne przenosi obciążenie na skręcanie. W ten sposób pokrycie skrzydeł zastępuje klasyczny dźwigar, a w efekcie uzyskano bardzo lekką, wytrzymałą i sztywną konstrukcję, która jak wykazała dotychczasowa eksploatacja, nie podlega z upływem czasu także deformacjom kształtu powierzchni. Skrzydło zachowuje doskonałą gładkość z uwagi na brak klasycznego dźwigara. Trzeba powiedzieć, że deformacja skrzydła stanowi poważny problem typowych konstrukcji dźwigarowych, obniżając znacząco ich osiągi wraz z upływem lat – dźwigar skrzydła wystaje po jakimś czasie ponad profil skrzydeł. Krytycznym elementem konstrukcji skrzydła jest wytrzymałość na ścinanie materiału przekładki. W tym przypadku wytrzymałość jest bardzo duża.

Pierwszym polskim szybowcem, gdzie pokrycie skrzydła stanowiło jednocześnie jego dźwigar, była odejmowana końcówka skrzydła szybowca SZD-42-2 Jantar 2B, oblatany w 1978 r. W pokryciu – powłoce – zastosowano tkaniny szklane modułowe Interglass 92145, w postaci wielowarstwowych pasów – 10 warstw różnej długości – kładzionych wzdłuż rozpiętości końcówki. Natomiast naprężenia skręcające przenosiła klasyczna tkanina położona skośnie, pod kątem 45°. Konstruktor Diany być może sugerował się tym rozwiązaniem w swoim szybowcu.

Krytycznym elementem w konstrukcji takiego skrzydła jest stopień złożoności, jak też ilość roboczogodzin w budowie. „Ułownica” – przekładka z pianki – pocięta na



Rys. 10. Przekrój poprzeczny skrzydła SZD-56 Diany.
Rys. Tomasz Murawski

bardzo wąskie paski, musi być bardzo dokładnie położona na całej długości skrzydła. Natomiast sama ilość warstw tkanin dochodzi do 160. Tak duża ilość warstw do położenia skorupie skrzydeł w krótkim odstępie czasu, powoduje bardzo duży wzrost temperatury podczas procesu laminowania – jest to proces egzotermiczny – a tym samym zmniejsza się „czas technologiczny” potrzebny do położenia tychże tkanin.

4. Wnioski

W podsumowaniu mamy zalety takiej konstrukcji: niska masa skrzydła, doskonale gładka powierzchnia skrzydeł przez cały okres użytkowania szybowca. Z wad należy wymienić: struktura takiego pokrycia jest bardzo trudna do wykonania, bardzo trudna do naprawy, a np. w przypadku „kesonu Misztala” wykonanego z metalu – brak jest możliwości sprawdzenia wewnętrznej struktury np. pod względem wystąpienia korozji, plus duże koszty produkcji.



Rys. 11. Eliptyczne skrzydło Diany 2 zakończone wingletem – dzieło prof. Krzysztofa Kubryńskiego. Fot. Tomasz Murawski

Doświadczalna weryfikacja układu napędowego motoszybowca z silnikami elektrycznymi w skrzydłach

JAN PYTKA

Lotnicza Akademia Wojskowa w Dęblinie



Model skrzydła w tunelu aerodynamicznym

Streszczenie

Celem pracy była doświadczalna weryfikacja koncepcji napędu elektrycznego z silnikami zainstalowanymi w skrzydle nośnym statku powietrznego. Przedstawiono koncepcję skrzydła nośnego z zainstalowanymi zespołami napędowymi, która nosi nazwę PROPWING. Opisano budowę modelu latającego z badanym napędem oraz przebieg badań w locie porównawczych w stosunku do modelu z napędem klasycznym. Zawarto analizę wyników badań, porównanie dwóch badanych konfiguracji napędu. Stwierdzono potencjalne możliwości zastosowania układu napędowego PROPWING jako napędu modelu latającego. W drugiej części badań eksperymentalnych przedstawiono pomiary modelu sekcji skrzydła z systemem PROPWING w tunelu aerodynamicznym. Model sekcji skrzydła z profilem KL012-132, z dwoma zespołami napędowymi umieszczono w tunelu aerodynamicznym. Pomiary sił aerodynamicznych przeprowadzono przy czterech wartościach liczby Re , dla zakresu wartości kąta natarcia -15° do $+20^\circ$. Stwierdzono, że obecność zespołów napędowych PROPWING powoduje wzrost wartości współczynnika oporu szkodliwego, szczególnie dla większych wartości kąta natarcia a jednocześnie działanie systemu PROPWING przeciwdziała temu wzrostowi, najbardziej przy niskich prędkościach lotu.

Słowa kluczowe: napęd elektryczny, napęd rozproszony, szybowiec, motoszybowiec, PROPWING, badania w locie, tunel aerodynamiczny

1. Wprowadzenie

Napęd śmigłowy jest jednym z najczęściej stosowanych rodzajów napędów w małych i średniej wielkości samolotach, a także motoszybowcach. Dotychczas w większości stosowano silniki tłokowe oraz turbośmigłowe, jednak coraz intensywniej wdrażane jest napęd elektryczny samolotów. Obecnie w konstrukcjach statków powietrznych dąży się do zredukowania oporów aerodynamicznych. Silniki instalowane są w gondolach o opływowym kształcie, stosuje się również śmigła składane. Innowacyjnym rozwiązaniem może być zastosowanie napędu zainstalowanego w skrzydle SP. Taki układ redukuje opory aerodynamiczne do zera ze względu na całkowite ukrycie zespołu napędowego w profilu skrzydła.

Jednym z rodzajów statków powietrznych, w których stosuje się napęd śmigłowy są motoszybowce. Motoszybowiec jest statkiem powietrznym łączącym cechy szybowca i samolotu. Posiada wysoką doskonałość aerodynamiczną, która umożliwia wznoszenie w prądach termicznych lub falowych, a także długodystansowe przeloty. W szybowcach stosuje się tzw. napęd pomocniczy, który może służyć do startu (tzw. *samostart*) lub do kontynuowania dolotu do lotniska w razie zaniku prądów wznoszących. Istnieją dwa najczęściej spotykane układy konstrukcyjne napędu pomocniczego w szybowcach: zespół napędowy

z silnikiem spalinowym bądź elektrycznym, umieszczony w kadłubie za kabiną pilota, wysuwany i chowany w czasie lotu oraz zespół napędowy z silnikiem elektrycznym, umieszczonym w dziobie, ze śmigłem składanym, tzw. FES (*Flight Electric Sustainer*, patrz TLiA 2/2022).

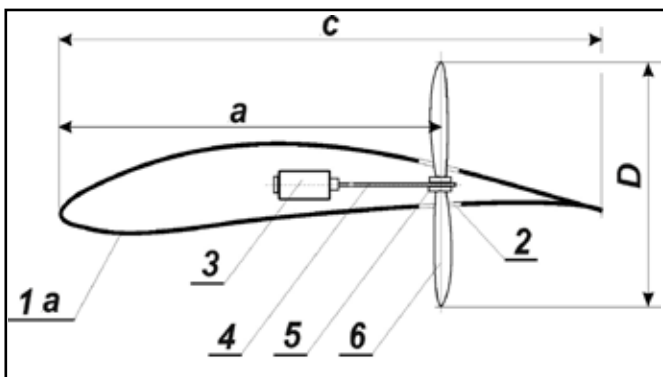
Rozproszony napęd elektryczny (ang. *Distributed Electric Propulsion*) jest innowacyjnym rozwiązaniem zaprojektowanym przez NASA polegającym na zastosowaniu dużej liczby niewielkich rozmiarów silników elektrycznych zainstalowanych na skrzydle nośnym. Tradycyjne układy napędowe zazwyczaj ściśle ograniczają konstrukcję samolotu ze względu na efekt skalowania oraz duży rozmiar i masę silników spalinowych, które zwykle umożliwiają zainstalowanie tylko kilku silników umieszczonych w niewielkiej liczbie praktycznych lokalizacji. Stosowanie dużej ilości małych silników daje elastyczność w projektowaniu samolotów, wówczas mają one niewielką masę i są równomiernie rozłożone na całej powierzchni skrzydła. System napędowy PROPWING nawiązuje również do koncepcji napędu rozproszonego.

Celem niniejszej pracy była ocena koncepcji układu napędowego ze śmigłami w skrzydłach na podstawie badań doświadczalnych. Przedstawiono wyniki dwóch eksperymentów, z użyciem modelu latającego oraz badań w tunelu aerodynamicznym. Wkład własny autora polegał na opracowaniu modeli do badań, przygotowaniu i przeprowadzeniu pomiarów oraz analizie wyników.

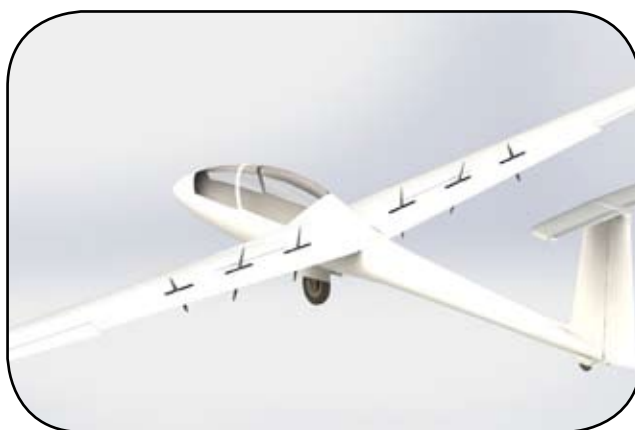
2. Charakterystyka układu napędowego PROPWING

Istotą skrzydła nośnego z układem napędowym zainstalowanym wewnątrz profilu, skrzydła motoszybowca, jest to, że wewnątrz poszycia skrzydła znajdują się silniki napędowe, z których każdy połączony jest za pomocą wału napędowego i piasty ze śmigłem, umieszczonym w otworze przelotowym, znajdującym się w poszyciu skrzydła (rys. 1) [4].

Zaletą takiego rozwiązania jest możliwość włączania i wyłączania napędu w dowolnym momencie, wybra-



Rys. 1. Przekrój profilu skrzydła nośnego z zainstalowanym zespołem napędowym PROPWING, gdzie 1a - poszycie skrzydła, 2 - otwór przelotowy, 3 - silnik napędowy, 4 - wał napędowy, 5 - piasta śmigła, 6 - śmigło napędowe, a - odległość krawędzi natarcia od osi śmigła, c - cięciwa skrzydła nośnego, D - średnica śmigła napędowego [10]

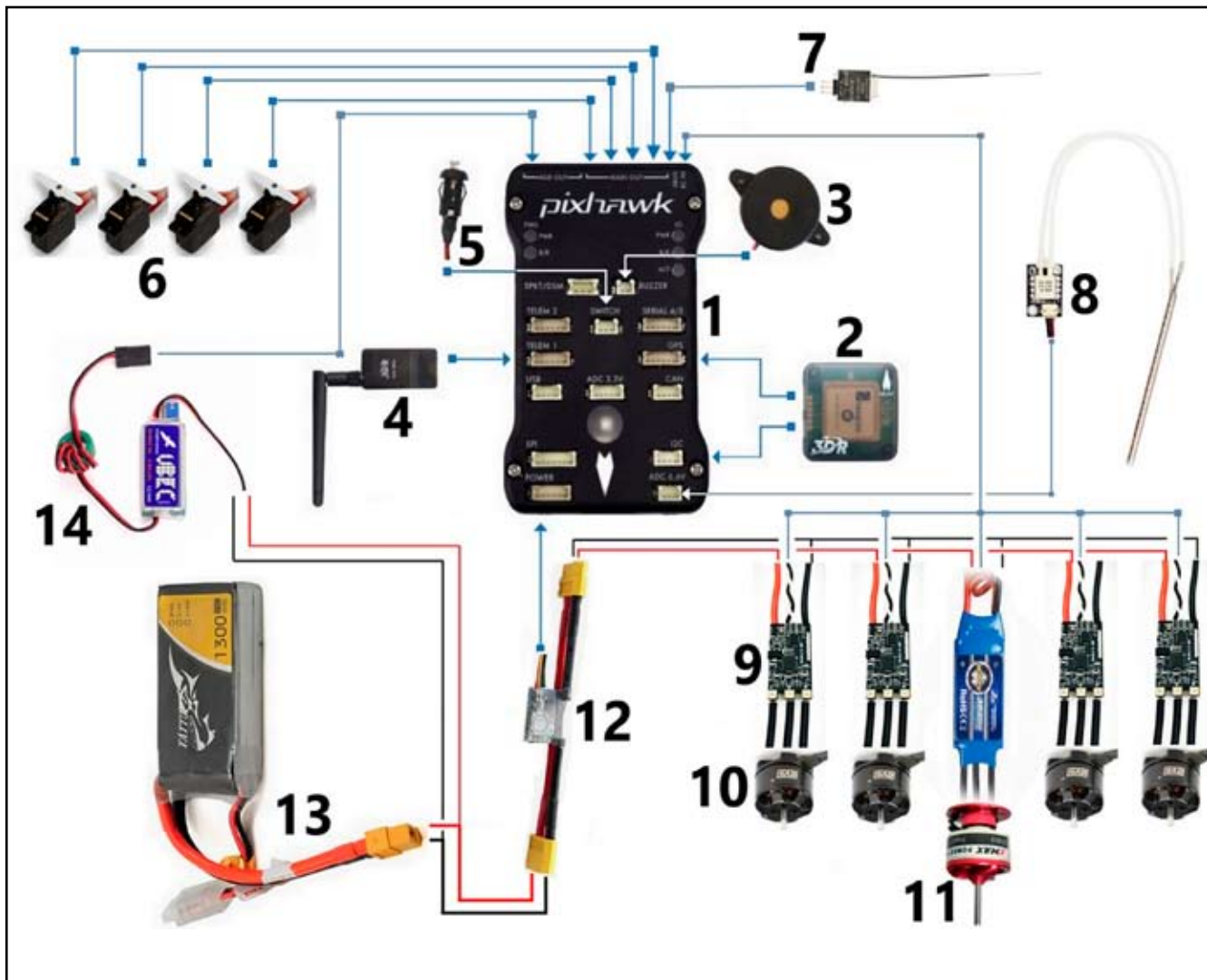


Rys. 2. Wizualizacja projektu szybowca SZD 41 Jantar z układem napędowym PROPWING

nym przez pilota samolotu, w szczególności w przypadku motoszybowca, gdy podczas lotu szybowego dochodzi do wytracania wysokości przy braku prądów termicznych. Ponadto umieszczenie silników napędowych w skrzydle poprawia charakterystykę aerodynamiczną samolotu redukując opór aerodynamiczny śmigła podczas lotu bez napędu do zera. Możliwe jest zastosowanie większej liczby silników napędowych, dzięki czemu mogą one mieć mniejszą moc. Sterowanie lotem wokół osi podłużnej i pionowej może odbywać się poprzez sterowanie prędkością obrotową silników napędowych. Zastosowanie większej liczby silników umożliwia użycie śmigieł o mniejszych średnicach. Napęd zainstalowany w skrzydle poprawia skuteczność sterowania lotkami dzięki strumieniowi zaśmigłowemu, który powoduje zwiększony nawiew na powierzchnie sterowe. Skuteczniejsze stają się także kłapy skrzydłowe. Rozwiązanie to sprawia, że zespół napędowy generuje większą sprawność poprzez mniejsze straty na opływ bryły kadłuba w strumieniu zaśmigłowym [5].

Układ napędowy PROPWING działa w ten sposób, że w trybie lotu silnikowego otwory przelotowe w poszyciu skrzydła zostają otwarte a silniki napędowe napędzają śmigła dwupłatowe, natomiast w trybie lotu bezsilnikowego, śmigła dwupłatowe pozostają schowane wewnątrz poszycia skrzydła w pozycji poziomej a otwory przelotowe w poszyciu skrzydła zostają zamknięte w celu redukcji możliwości powstania niekorzystnych zawirowań a także w celu przywrócenia całkowitej powierzchni nośnej skrzydła [6]. Rozwiązanie to ma na celu zredukowanie oporu aerodynamicznego generowanego przez śmigło napędowe w spoczynku podczas lotu szybowego. Śmigło napędowe hamowane i pozycjonowane jest poprzez mechanizm wykorzystujący synchronizator cierny. Każdy z silników zainstalowanych w skrzydle sterowany jest poprzez oddzielny regulator, zainstalowany w dolnej części profilu skrzydła. Po schowaniu się w profilu skrzydła, śmigło nie wystaje poza obrys profilu z żadnej strony, co redukuje opór aerodynamiczny do zera [7].

W kolejnych rozdziałach przedstawione zostaną dwa eksperymenty, mające na celu weryfikację systemu napędowego PROPWING.



Rys. 3. Pokładowe wyposażenie pomiarowo - badawcze. Oznaczenia: 1. Autopilot Pixhawk, 2. Moduł GPS oraz kompasu zewnętrznego, 3. Brzęczyk informujący o stanie autopilota, 4. Moduł telemetry, 5. Przycisk bezpieczeństwa uzbrajający silniki, 6. Serwomechanizmy (4 sztuki), 7. Odbiornik RC, 8. Czujnik prędkości AS oraz rurka Prandtl'a, 9. Regulatory ESC sterujące silnikami w skrzydłach (4 sztuki), 10. Silniki bezszczotkowe zainstalowane w skrzydłach (4 sztuki), 11. Główny silnik napędowy wraz z regulatorem ESC, 12. Czujnik napięcia i prądu, 13. Akumulator LiPo 3S 1300mAh 75C, 14. Moduł BEC 5V 3A do zasilania wyjść na serwomechanizmy

3. Badania w locie modelu z napędem PROPWING

3.1 Model latający z układem napędowym PROPWING

Metoda doświadczalnej weryfikacji układu napędowego z silnikami zainstalowanymi w skrzydle opierała się na badaniach w locie modelu motoszybowca. W tym celu wykorzystano model motoszybowca zdalnie sterowanego „SkySurfer”. Jest to model o rozpiętości 1400 mm z napędem elektrycznym wyposażonym w bezszczotkowy silnik napędowy ze śmigłem w układzie pchającym. W modelu, oprócz fabrycznego układu napędowego, zainstalowano 4 pędniki PROPWING, po dwa w skrzydle prawym i lewym. Miało to na celu możliwość porównania osiągnięć modelu dla obu rodzajów napędu.

Otwory na silniki oraz śmigła wykonano w tylnej części profilu skrzydła tak, aby w jak najmniejszym stopniu zaingerować w profil oraz aby żaden z elementów nie wystawał

poza obrys profilu. Dokładny wymiar każdego z czterech otworów pokazano na rysunku poniżej. Odstępy między każdym otworem wynoszą 50 mm. W wybranych miejscach profil skrzydła miał wystarczająco dużą grubość aby silnik w żadnym stopniu nie wystawał i nie powodował dodatkowych oporów aerodynamicznych. Mocowania na silniki wykonano z drewna sklejkowego o grubości 1,5 mm, które następnie wklejono na stałe do wnętrza profilu skrzydła.

Każdy z czterech silników sterowany jest poprzez oddzielny regulator prędkości obrotowej. Ze względu na odpowiednie parametry oraz niewielkie gabaryty i niską masę, regulatory ESC zainstalowane w skrzydłach są identyczne jak w przypadku regulatora zastosowanego przy silniku głównym. Do silników zainstalowanych w skrzydłach modelu badawczego użyto śmigieł napędowych dwułopatowych wykonanych z poliwęglanu o średnicy 3 cali oraz stałym skoku wynoszącym 2,5 cala. Ze względu

na określone parametry silnika decydujące o doborze śmigła, zastosowanie ich innego typu mogłoby spowodować przegrzewanie się silników.

3.2 Pokładowy system pomiarowy

Aparatura pomiarowa w modelu składała się z autopilota wspomaganego przez GPS, dzięki któremu SP wykonywał loty autonomiczne po zadanych wcześniej punktach trasy. Dane o poborze prądu oraz napięciu akumulatora głównego przekazywane są do autopilota poprzez czujnik prądu wpięty między akumulator, a regulator prędkości obrotowej silnika. Za pomiar prędkości poziomej względem ziemi oraz prędkości pionowej (wznoszenia) odpowiada system GPS wspomagany barometrem. Barometr zainstalowany na płycie autopilota odpowiada także za wskazania wysokości względem punktu startu.

W celu zwiększenia dokładności pomiarów i uzyskania bardziej miarodajnych wyników, na dziobie kadłuba zainstalowano odbiornik wraz z czujnikiem ciśnienia dynamicznego oraz statycznego (rurkę Prandtla). Po podłączeniu urządzenia do autopilota poprzez wyjście na czujniki zewnętrzne oraz skalibrowaniu sensora uzyskano możliwość pomiaru prędkości AS oraz ustaleniu stałej prędkości względem powietrza na czas trwania badania w locie. Schemat pokładowej aparatury pomiarowej pokazano na rysunku 3 a dokładny opis znajduje się pracy inżynierskiej Autora [2].

3.3 Badania w locie

Badania w locie polegały na wykonaniu przez model 3 przelotów bazy na wysokości 60m nad poziomem miejsca startu, następnie krążenia ze zwiększaniem i zmniejszaniem wysokości oraz 2 przelotów na wysokości 100 m. Prędkość podczas lotu nie była stała ze względu na brak czujnika prędkości AS.

Próby powtórzono dwukrotnie, za pierwszym razem z użyciem silnika napędu tradycyjnego oraz z wykorzystaniem silników zainstalowanych w skrzydłach. Podczas przelotu badane były parametry tj. pobór prądu przez silniki, aktualne napięcie akumulatora, wysokość barometryczna, wysokość względem wskazań GPS, prędkość wznoszenia podczas kręgów, prędkość AS oraz prędkość pozioma względem wskazań GPS. Rysunek 4 przedstawia model badawczy w locie.

3.4 Wnioski

Na podstawie wyników przeprowadzonych badań w locie stwierdzono m. in., że:

- model RC zbudowany przez autora pracy z napędem zainstalowanym w skrzydłach ma odpowiednie właściwości lotne, a otwory w skrzydłach nie wpływają znacząco na doskonałość aerodynamiczną BSP,
- napęd zainstalowany w skrzydłach składający się z 4 silników wykazał większe zapotrzebowanie na energię elektryczną, co odczytano z wykresów poboru prądu i spadku napięcia akumulatora zasilającego,



Rys. 4. Model motoszybowca z napędem PROPWING podczas prób w locie

- osiągi w postaci prędkości wznoszenia modelu są nieco niższe w przypadku konfiguracji badanego napędu,
- na podstawie relacji operatora modelu (autora) stwierdzono niższą prędkość przelotową modelu przy tym samym ustawieniu przepustnicy w stosunku do klasycznego napędu oraz znacznie wyższy poziom hałasu generowany przez silniki zainstalowane w skrzydłach.

Niższe osiągi badanej konfiguracji napędowej mogły wynikać z nieodpowiedniego doboru skoku śmigła będących istotną częścią napędu badanego modelu. Skok śmigła nie został odpowiednio dobrany, co przełożyło się na obniżone osiągi modelu podczas lotu. Tylko takie śmigła były dostępne na rynku, zaś Autor pracy nie zdecydował się na własnoręczne wykonanie optymalnych śmigła do modelu z 4 silnikami.

4. Badania modelu sekcji skrzydła z systemem PROPWING w tunelu aerodynamicznym

4.1 Projekt i realizacja modelu sekcji skrzydła z systemem PROPWING

W celu przeprowadzenia pomiarów w tunelu aerodynamicznym, zaprojektowano i wykonano model, który stanowi fragment skrzydła szybowca SZD-56 Diana 2. Model posiada profil KL 012-132, podobnie jak skrzydło w szybowcu Diana 2. Wykonanie modelu rozpoczęto od zaprojektowania geometrii w programie graficznym *Solidworks*. Ze względu na rozmiar komory pomiarowej tunelu aerodynamicznego, wykonano fragment skrzydła, który w pełni wykorzystał przestrzeń pomiarową. Wymiary modelu to 800 mm rozpiętości oraz 400 mm cięciwy. Można przyjąć, że jest to fragment skrzydła szybowca w skali 1:2 (rys. 5)

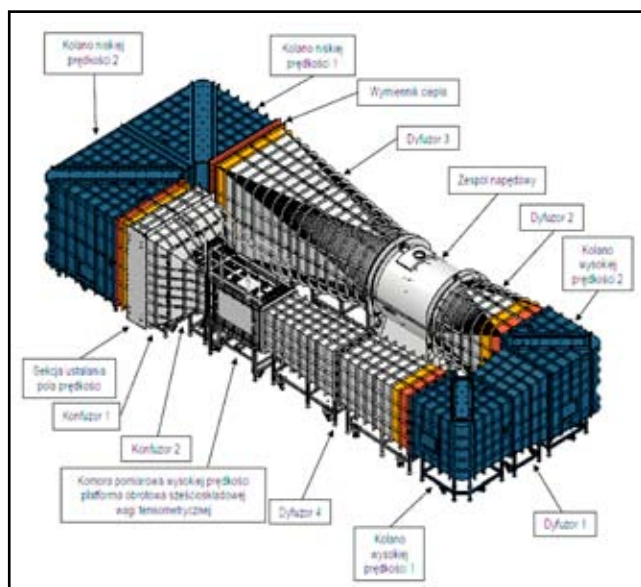
W pozycji skrzydła zaprojektowano 2 otwory przelotowe o szerokości 162 mm i szerokości 38 mm, w których umieszczono zespoły napędowe silnik-śmigło oraz zainstalowano dodatkowo ramki z krawędziami o zaokrąglonym kształcie w celu zredukowania oporu aerodyna-



Rys. 5. Komputerowy rysunek modelu do badań w tunelu aerodynamicznym

micznego i poprawienia sprawności śmigieł. Następnie zaprojektowane zostały mocowania silników oraz kanały na przewody od silników prowadzące do głównego kanału technologicznego w skrzydle. Kolejnym etapem było wykonanie otworów o średnicy 14 mm przez całą rozpiętość skrzydła, które pełnią rolę tulei na rurki stalowe będące wzmocnieniem konstrukcji oraz pozycjonowania podczas klejenia poszczególnych sekcji modelu po wydrukowaniu. W dalszej części projektu konieczne było zamodelowanie 2 zestawów ramek z krawędziami o różnych kształtach, które instalowane będą w otworach w skrzydle. Wybrano kształt okrągły oraz trójkątny.

Do wydruku modelu skrzydła użyto drukarki MakerBot Replicator Z18, której obszar roboczy to 305x305x457 mm. Ze względu na gabaryty wydruku, konieczne było podzielenie projektu na 5 części: centropłat, który został wydrukowany w całości i 2 końce skrzydła podzielone w połowie. Większość elementów została wydrukowana z materiału PLA, wyjątkiem były płytki oraz dystanse pod silniki, którego wydrukowano z materiału ABS, który ma lepszą wytrzymałość na wysoką temperaturę, co okazało się kluczowe, gdyż pierwotne płytki z PLA pod wpływem temperatury silnika stawały się plastyczne i nie utrzymywały silnika w stałej pozycji podczas badań. Każdy z elementów profilu skrzydła drukowano osobno w pozycji pionowej. Wydruk jednego elementu skrzydła trwał zazwyczaj



Rys. 6. Schemat tunelu aerodynamicznego z wykorzystaną do badań komorą pomiarową wysokiej prędkości (rys. Instrukcja obsługi tunelu, niepublikowana)

około 48h, przez co cały proces był czasochłonny. Zużyto około 2,5 kg filamentu przy wypełnieniu 10%.

Technologia wykonania modelu, szczegółowo opisana w pracy magisterskiej Autora [3] zostanie przedstawiona w artykule, który ukaże się w jednym z kolejnych numerów TLiA.

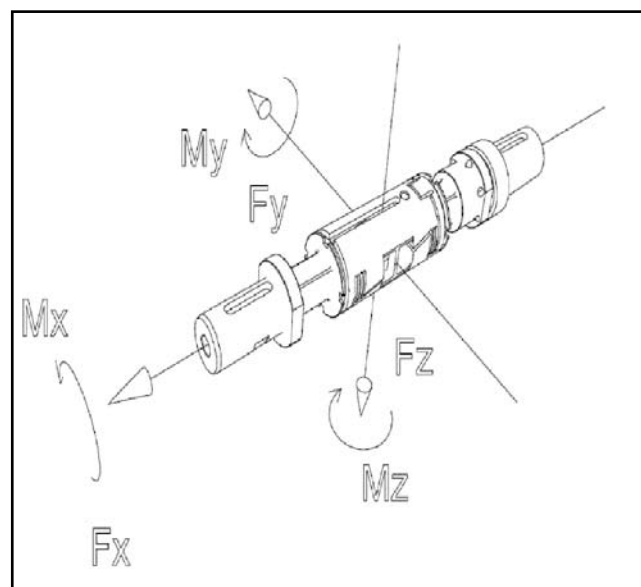
4.2. Przygotowanie i pomiary w tunelu aerodynamicznym

4.2.1 Instalacja modelu w tunelu aerodynamicznym

Badania modelu sekcji skrzydła przeprowadzone zostały z wykorzystaniem tunelu aerodynamicznego, który znajduje się w Centrum Innowacji i Zaawansowanych Technologii Politechniki Lubelskiej. Tunel jest konstrukcją zamkniętą z dwiema zamiennymi komorami pomiarowymi (rys. 6). Pierwsza komora o wymiarach 1275x1415 mm przystosowana do pomiarów przy maksymalnej prędkości przepływu wynoszącej 60 m/s oraz druga komora środowiskowa o wymiarach 1800x2000 mm, która umożliwia badanie większych modeli do prędkości 30 m/s.

Przedmiotowy obiekt badań zainstalowano na wadze tensometrycznej przymocowanej do wysięgnika platformy obrotowej znajdującej się u dołu komory pomiarowej. Zastosowano sześciokładnikową wagę tensometryczną z przetwornikiem FMT 625-1 b typu „bending beam”, którego funkcją jest pomiar sił i momentów działających na badany model. Na rysunku 7a i 7b przedstawiono osie oraz kierunki mierzonych sił oraz momentów. Waga tensometryczna jest precyzyjnym urządzeniem pomiarowym, którego zasadą działania jest przetwarzanie odkształceń w danym kierunku, powstałych w wyniku parcia modelu na wagę, na zmianę rezystancji ścieżek tensometru, która następnie jest mierzona przy wykorzystaniu mostka pomiarowego oraz wzmacniacza sygnału.

Model sekcji skrzydła zainstalowano bezpośrednio na



Rys. 7a. Układ współrzędnych dynamometru FMT 625-1 b (rys. Instrukcja obsługi tunelu, niepublikowana)

wadze tensometrycznej za pomocą stalowego kołnierza, przymocowanego na 5 śrub w przygotowane do tego miejsce w środku profilu skrzydła (rys. 8). Konieczne było ciasne spasowanie elementów oraz właściwe dokręcenie śrub mocujących w celu wyeliminowania potencjalnych luzów, które mogą źle wpłynąć na wyniki badań wagowych. Po przykręceniu kołnierza do modelu oraz wsunięciu na niego końcówki wagi, miejsce zabezpieczono podkładką mocowaną za pomocą śruby wkręconą w osi wagi. Po przykręceniu modelu stwierdzono minimalny luz wy-



Rys. 7b. Widok końcówki wagi tensometrycznej



Rys. 8. Montaż modelu skrzydła w tunelu aerodynamicznym

kający z niskiej twardości materiału, w który wkręcono śruby mocujące, w związku z czym zdecydowano o zaprojektowaniu i wykonaniu dodatkowej rozpórki, która po pierwsze usztywni mocowanie, a dodatkowo zapobiegnie wysunięciu modelu podczas badań w przypadku poluzowania śruby. Zaprojektowana rozpórka składała się z wydrukowanego kołka oraz wklejonej nakrętki w osi. Do nakrętki wkręcona jest śruba około 2 razy dłuższa od kołka, na której znajdują się dwie nakrętki kontruujące. Tak zaprojektowany wspornik umożliwiał płynną regulację długości po zainstalowaniu pomiędzy kołnierzem wagi a przeciwległą ścianą w modelu. Po dopasowaniu długości, nakrętki kontruujące zabezpieczały przed przypadkowym odkręceniem, a model zabezpieczono przed zsunieniem się z wagi. Luzy na mocowaniu zostały całkowicie wyeliminowane.

Po zainstalowaniu modelu przystąpiono do podłączenia przewodów sterujących regulatorów ESC oraz przewodów zasilających. Regulatory podłączono poprzez dekodery sygnału do komputera z oprogramowaniem sterującym ich prędkością obrotową w trakcie badań, a przewody zasila-

jące do stabilizowanego zasilacza laboratoryjnego, na którym ustawiono napięcie nominalne silników, czyli 11,1 V. Model został w pełni przygotowany do przeprowadzenia badań. Na końcu po sprawdzeniu połączeń oraz zapasu długości przewodów, które wyprowadzono na zewnątrz tunelu poprzez przygotowane do tego szczeliny, przystąpiono do zamknięcia komory pomiarowej poprzez założenie i zablokowanie okna.

4.2.2 Program badań

Przed przystąpieniem do badań tunelowych, opracowano program, który stanowił poszczególne próby, konfiguracje oraz prędkości przepływu powietrza. Utworzono tabelę, w której dla każdej konfiguracji przypisano kolejny numer, dzięki czemu w łatwy sposób można było zidentyfikować wyniki pomiarów. Model poddano badaniom wagowym w zakresie prędkości przepływu powietrza od 0 do 20 m/s z krokiem co 5 m/s, a także dla kąta natarcia od -20° do 20° , krok 5° . Dodatkowo mierzona była moc silników, ciąg i zapotrzebowanie elektryczne napędu dla poszczególnych ustawień przepustnicy: 20%, 40%, 60%, 80%, 85%. Zasadniczo badania były podzielone na następujące próby:

- Konfiguracja z zaślepienymi otworami w skrzydle dla poszczególnych prędkości i kątów pochylenia,
- Badanie ciągu statycznego dla prędkości $V = 0$ m/s przy zastosowaniu dwóch typów ramek z oprofilowaniem,
- Konfiguracja z oprofilowanymi krawędziami dwóch typów i silnikami obracającymi się poprzez autorotację dla poszczególnych prędkości i kątów,
- Konfiguracja z obracającymi się śmigłami z kolejnymi wartościami sygnału PWM do silników z dwoma typami ramek dla różnych prędkości i kątów,
- Badania ciągu statycznego śmigieł zainstalowanych na płacie ze zdjętymi ramkami dla prędkości $V = 0$ m/s,
- Konfiguracja bez ramek z oprofilowaniem, z obracającymi się śmigłami dla różnych prędkości i kątów.

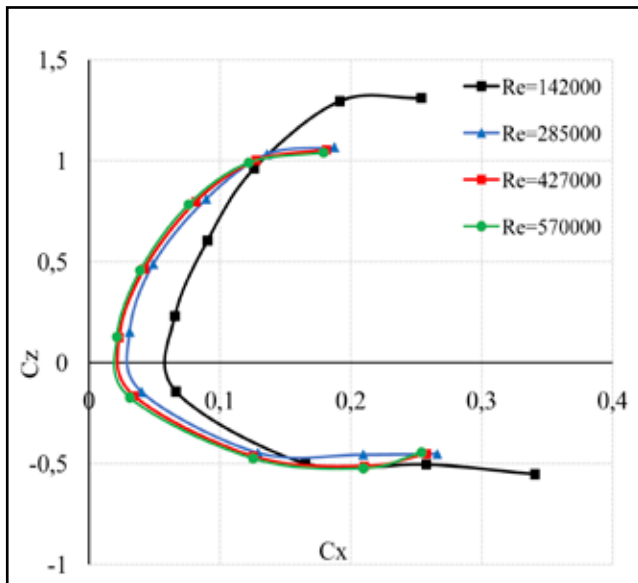
Dla każdego wariantu, przeprowadzono pomiar sił aerodynamicznych, który trwał minimum 5 sekund dla danego kąta natarcia. Częstotliwość próbkowania została ustawiona na wartość 25 Hz.

4.2.3 Wyniki

Spośród znacznej ilości otrzymanych wyników, ze względu na ograniczenie miejsca przedstawiono wybrany fragment analizy wyników badań. Wynikiem analizy aerodynamicznej profilu jest jego biegunowa, która wyraża związek współczynników siły nośnej C_z ze współczynnikami oporu C_x . Budowa biegunowej składa się z oporów w postaci ostatecznej, czyli oporów szkodliwych przy każdym współczynniku siły nośnej. Rezultatem tego jest krzywa widoczna na rysunku 9.

Przedstawienie własności aerodynamicznych profilu skrzydła za pomocą biegunowej jest bardzo praktyczne, gdyż umożliwia szybkie odczytanie najistotniejszych parametrów mówiących o jakości profilu, jak na przykład:

- pozioma styczna do wierzchołka biegunowej, która



Rys. 9. Biegunowe badanego płata w konfiguracji gładkiej (z zastłoniętymi otworami) dla czterech wartości liczby Re. Kształt otrzymanych krzywych jest prawidłowy, przypomina literę C

pozwala na określenie największego współczynnika siły nośnej C_{zmax}

- pionowa styczna do biegunowej umożliwia odczytanie najmniejszej wartości współczynnika oporu C_{xmin}
- styczna do biegunowej, wychodząca z początku układu współrzędnych określa wartość najlepszego stosunku siły nośnej do oporu, czyli największą doskonałość $d = C_z/C_x$.

Na podstawie wyników pomiarów tzw. wagowych, skonstruowano krzywe biegunowe dla badanego płata, w różnych konfiguracjach. Dobrą praktyką inżynierską w tym zakresie jest przedstawianie charakterystyki aerodynamicznej obiektu za pomocą bezwymiarowych współczynników aerodynamicznych, C_z oraz C_x . W celu wyznaczenia powyższych współczynników wykorzystano ogólnie znane wzory:

$$F_z = \frac{1}{2} C_z A \rho V^2$$

gdzie: $F_x = \frac{1}{2} C_x A \rho V^2$

- F_z, F_x - zmierzone siły aerodynamiczne, odpowiednio siła nośna oraz siła oporu szkodliwego,
- C_z, C_x - bezwymiarowe współczynniki aerodynamiczne charakteryzujące badany obiekt, odpowiednio współczynnik siły nośnej oraz współczynnik oporu szkodliwego,
- A - powierzchnia odniesienia, w konkretnym przypadku - powierzchnia badanego płata,
- ρ - gęstość powietrza, przyjęto $1,227 \text{ kg/m}^3$,
- V - prędkość przepływu powietrza.

Na rysunku 9 pokazano biegunowe badanego płata

w konfiguracji gładkiej (z zastłoniętymi otworami) dla czterech wartości liczby Re. Kształt otrzymanych krzywych jest prawidłowy, przypomina literę C.

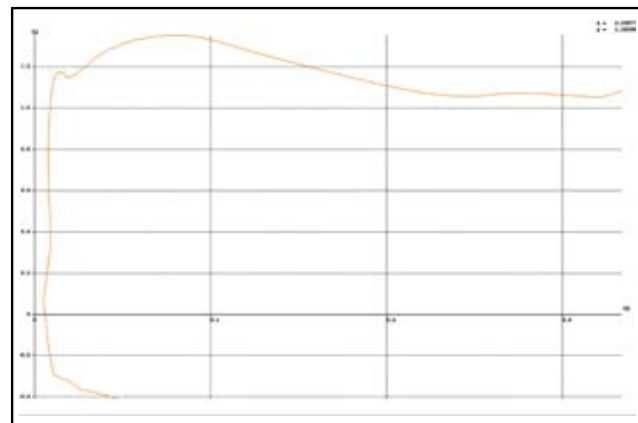
W tym miejscu warto zwrócić uwagę na istotną cechę badanego profilu, mianowicie jego laminarny charakter. W profilach o przepływie laminarnym, minimalna wartość współczynnika oporu szkodliwego rozciąga się na zakres współczynników siły nośnej, który niejednokrotnie zawiera się między 0,2 a 1,0. W tym miejscu, krzywa biegunowa jest niemal równoległa do osi pionowej. Jest to ważna cecha, gdyż z jednej strony umożliwia na uzyskiwanie wysokich osiągnięć szybowców wyczynowych (bardzo mały i praktycznie niezmienny współczynnik oporu dla znacznego zakresu kąta natarcia), jednak z drugiej strony, może być przyczyną sytuacji awaryjnych w locie, gdyż poza wspomnianym zakresem, opór dość gwałtownie rośnie. Wprawdzie otrzymane krzywe biegunowe nie posiadają opisanego kształtu, jednak można to tłumaczyć faktem, że pomiary przeprowadzono dla kątów natarcia zmiennych z krokiem co 5 i być może, pomiędzy kolejnymi punktami pomiarowymi pominięto wspomniany zakres współczynnika siły nośnej.

Analiza ilościowa otrzymanych krzywych wskazuje, że wraz ze wzrostem liczby Re, wykresy „przesuwają” się w lewo, co oznacza, że poprawia się charakterystyka aerodynamiczna badanego płata, gdyż maleje współczynnik oporu szkodliwego. Tendencja ta słabnie dla wyższych wartości liczby Re, tzn. poprawa własności profilu jest najmniejsza przy przejściu z $Re = 427000$ do $Re = 570000$.

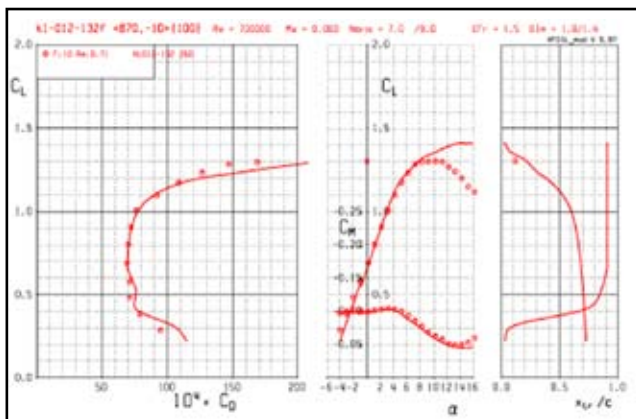
Na rysunku 10 zamieszczono krzywą biegunową badanego płata otrzymane metodą analityczną, przy użyciu programu XFOil. Porównanie z wynikami otrzymanymi z pomiarów w tunelu skłania do następujących spostrzeżeń:

- zakresy wartości współczynnika C_z uzyskane w pomiarach są podobne do tychże, wyznaczonych metodą XFOil,
- wartości współczynnika C_x są w zakresie przepływu laminarnego różne: wartości zmierzone są znacznie wyższe od wyznaczonych analitycznie,
- na wykresie otrzymanym metodą symulacji w programie XFOil, zauważalny jest wyraźny obszar wykresu równoległego do osi pionowej, dla $C_z = (0,3 - 1,1)$, czego nie ma na krzywej biegunowej wyznaczonej na bazie pomiarów.

Uzyskane wyniki porównano również z wynikami



Rys. 10. Biegunowa badanego płata otrzymana metodą analityczną (XFOil)



Rys. 11. Wyniki pomiarów płata o profilu KL 012 132 [5]

pomiarów profilu KL012-132, przeprowadzonych w tunelu aerodynamicznym na Wydziale Mechaniki, Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej, które zawarto na rysunku 11. Biegunowe dotyczą opływu charakteryzowanego liczbą $Re = 700000$. Widoczny jest wyraźnie zakres współczynnika siły nośnej dla przepływu laminarnego. Wartości współczynnika siły nośnej są podobne do uzyskanych w niniejszej pracy, również współczynnik oporu szkodliwego przyjmuje wartości jak na uzyskanej w pracy krzywej biegunowej.

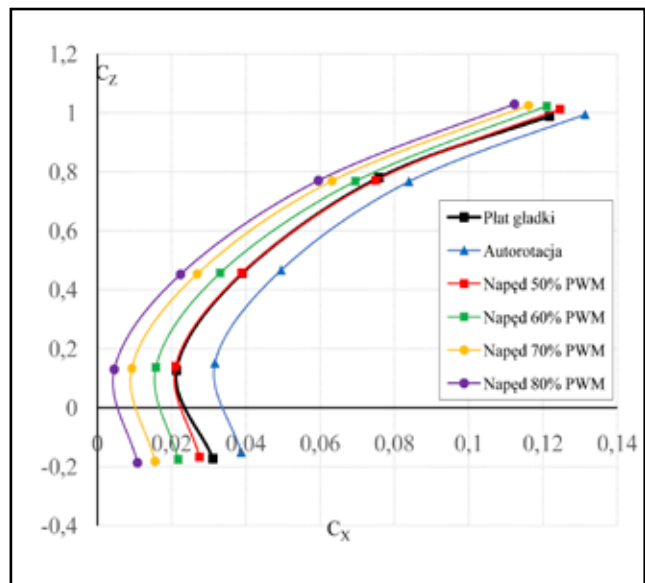
Zdecydowano, że do dalszej analizy własności aerodynamicznych badanego płata zostanie wybrana charakterystyka przy prędkości przepływu 20m/s, co odpowiada praktycznej prędkości lotu szybowca przy wznoszeniu. Odpowiada to wartości liczby $Re = 570000$. Ponadto, przyjęto, że konstruowane krzywe biegunowe obejmą zakres kątów natarcia od -5° do $+20^\circ$, co odpowiada najczęściej występującym stanom lotu szybowca.

Na rysunku 12 pokazano krzywe biegunowe opracowane według powyższych założeń dla czterech różnych konfiguracji badanego płata:

- konfiguracja gładka (otwory zastąpione taśmą samo-przylepną),
- autorotacja śmigieł napędowych,
- napęd śmigieł napędowych przy różnych wartościach PWM (50%, 60%, 70%, 80%).

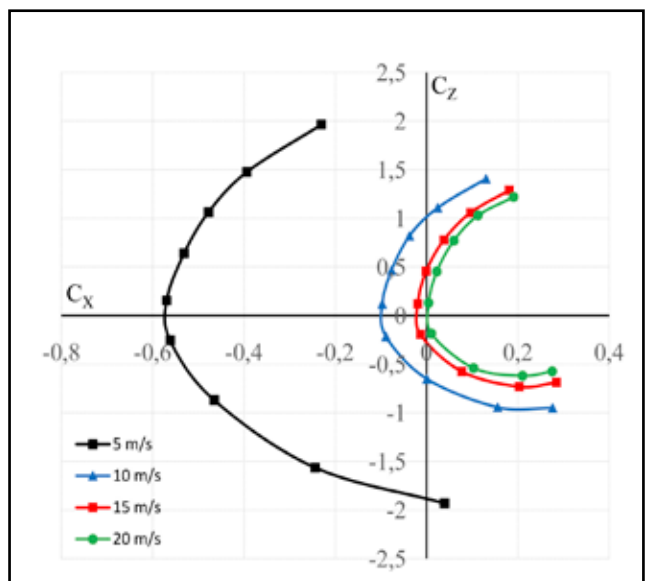
Porównując krzywe biegunowe na rysunku 12, stwierdza się, że dla wzrastających wartości PWM, krzywe biegunowe „przesuwają się” w lewo, co jest wynikiem tego, że siła pozioma, będąca wypadkową oporu i ciągu, maleje. Jednak nie wynika to z poprawy własności aerodynamicznych badanego płata. Jest to efekt siły ciągu, która częściowo kompensuje siłę oporu aerodynamicznego. Natomiast w przypadku autorotacji śmigieł, krzywa biegunowa przesuwana się w prawo, czyli rośnie współczynnik oporu szkodliwego, co jest logiczne.

Pewna trudność w interpretacji wyników zamieszczonych na rysunku 12 wynika z faktu, że mamy do czynienia ze skrzydłem zintegrowanym z napędem. Badany płat łączy w sobie zarówno element pasywny, czyli skrzydło z profilem oraz element aktywny – silniki ze śmigłami. Zdaniem autora, nie jest możliwe rozdzielanie tych elementów i analiza osobno, skrzydła oraz zespołu śmigło – silnikowego.

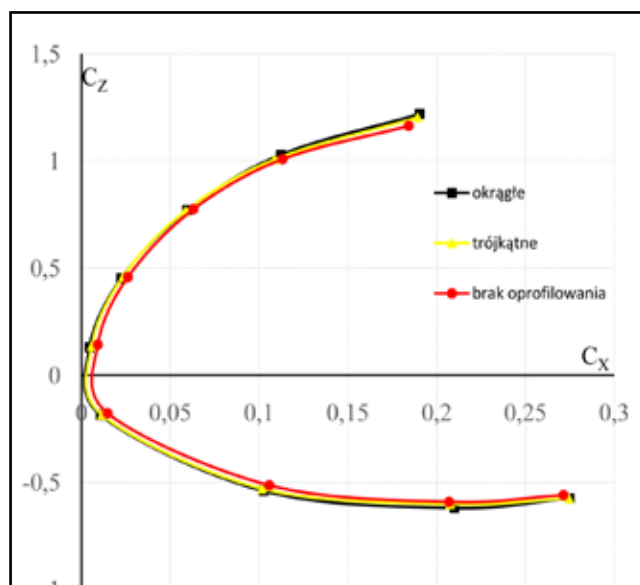


Rys. 12. Krzywe biegunowe dla różnych konfiguracji płata przy $Re = 570000$

Podjęto próbę określenia identyfikacji parametrów, przy których krzywa biegunowa przecina oś pionową, co odpowiada stanowi równowagi między siłą oporu szkodliwego a siłą ciągu. W tych warunkach, skrzydło zintegrowane z układami napędowymi, jako całość może kontynuować ustalony lot poziomy z jednostajną prędkością poziomą. Przykładowy wynik w postaci zbioru krzywych biegunowych dla różnych prędkości lotu zamieszczono na rysunku 13. Przy prędkości lotu 5 m/s, siła pozioma osiąga wartość zero lub mniejszą od zera dla każdej wartości parametru PWM. Im wyższa prędkość lotu, tym wyższa jest wartość parametru PWM, przy której biegunowa przecina oś pionową. Dla prędkości 20 m/s i dla PWM = 80%, krzywa biegunowa nie przecina już osi pionowej a minimalna wartość siły poziomej, choć bardzo niewielka



Rys. 13. Biegunowe dla płata z pracującymi śmigłami przy różnych prędkościach lotu



Rys. 14. Krzywe biegunowe uzyskane na podstawie pomiarów płata z różnymi kształtami oprofilowania otworów

(0,35N) jest dodatnia, czyli lot z tą prędkością poziomą nie jest możliwy, wymaga większej mocy napędu.

Kolejny rysunek 14 przedstawia porównanie krzywych biegunowych uzyskanych z pomiarów płata z różnymi kształtami oprofilowania krawędzi otworów w skrzydłach. Są to następujące warianty:

- oprofilowanie półokrągłe,
- oprofilowanie trójkątne, z zaokrągloną krawędzią ($R = 5 \text{ mm}$),
- otwory bez oprofilowania.

Wyniki wskazują, że kształt oprofilowania praktycznie nie ma istotnego wpływu na przebieg oraz punkty charakterystyczne krzywej biegunowej. Jest to potwierdzenie założeń konstrukcyjnych przyjętych przez autora pracy a mianowicie, położenie otworów oraz zespołów śmigło – silnikowych ustalono jak najdalej od obszaru laminarnego badanego profilu. W ten sposób, zakłócenie opływu przez otwory i pracujące śmigła jest minimalne, co, wprawdzie nie wprost, potwierdzają zamieszczone wyniki.

4.2.3 Wnioski z przeprowadzonych badań są następujące

1. Wpływ obecności układu PROPWING na charakterystykę siły oporu aerodynamicznego badanego modelu maleje wraz ze wzrostem kąta natarcia. Przykładowo, dla $\alpha = 0^\circ$ siła oporu wzrosła o 48%, natomiast dla $\alpha = 15^\circ$, wzrost wyniósł 7,6%.
2. Stwierdzono, że skuteczność działania układu napędowego PROPWING, opisana jako zdolność przeciwdziałania sile oporu aerodynamicznego, jest najwyższa dla małych prędkości lotu oraz dla dużych wartości PWM. Jest to istotne w przypadku zastosowania układu PROPWING do napędu motoszybowca startującego samodzielnie.
3. Pomiar różnych kształtów oprofilowania otworu wykazały, że najkorzystniejszy jest kształt trójkątny, przy czym

różnice w wartościach siły oporu między oprofilowaniem trójkątnym, a półokrągłym są nieznaczne. Otwór bez oprofilowania powodował wzrost oporu aerodynamicznego o około 10% w stosunku do otworów oprofilowanych.

5. Podsumowanie

Wyniki prób w locie modelu motoszybowca wykazały, że przedstawiony w artykule system PROPWING funkcjonuje i może stanowić podstawowy układ napędowy modelu latającego. Porównując system PROPWING z napędem na jeden centralny silnik ze śmigłem pchającym odnotowano większy pobór prądu przez silniki PROPWING i mniejszą prędkość lotu, co świadczy o niższej sprawności napędu PROPWING. Dodatkowo, zauważono znacznie wyższą hałaśliwość nowego napędu.

Na podstawie wyników przeprowadzonych badań w tunelu aerodynamicznym stwierdzono, że przedmiotowy model sekcji skrzydła z dwoma zespołami śmigło-silnikowymi posiada zadowalające charakterystyki aerodynamiczne, a koncepcja układu napędowego zintegrowanego z płatem nośnym może być korzystnym rozwiązaniem napędu motoszybowca. Stwierdzono, że obecność zespołów napędowych PROPWING powoduje wzrost wartości współczynnika oporu szkodliwego, szczególnie dla małych wartości kąta natarcia a jednocześnie działanie systemu PROPWING przeciwdziała temu wzrostowi, co objawia się najbardziej przy niskiej prędkości lotu.

Kierunkiem dalszych badań nad układem napędowym PROPWING, w zakresie pomiarów aerodynamicznych może być analiza rozkładu ciśnienia na profilu przy różnych wartościach liczby Re. Ponadto interesujące mogą być badania nad określeniem wpływu systemu PROPWING na skuteczność lotek i klap skrzydłowych.

Artykuł powstał na podstawie pracy inżynierskiej autora, pt. *Doświadczalna weryfikacja układu napędowego statku powietrznego z silnikami elektrycznymi w skrzydłach, obronionej w Lotniczej Akademii Wojskowej w Dęblinie, w roku 2020 oraz pracy magisterskiej pt. *Badania w tunelu aerodynamicznym napędu śmigłowego z silnikami elektrycznymi w skrzydłach, obronionej przez autora artykułu w Lotniczej Akademii Wojskowej w Dęblinie w roku 2021.**

Bibliografia:

- [1] Kubryński K. *Design of a Flapped Laminar Airfoil for High Performance Sailplane*, American Institute of Astronautics and Aeronautics, Paper No. 2012-2662
- [2] Pytka J.D. *Doświadczalna weryfikacja układu napędowego statku powietrznego z silnikami elektrycznymi w skrzydłach*, Praca dyplomowa inżynierska, Lotnicza Akademia Wojskowa, Dęblin, 2020
- [3] Pytka J.D. *Badania w tunelu aerodynamicznym napędu śmigłowego z silnikami elektrycznymi w skrzydłach*, Praca dyplomowa magisterska, Lotnicza Akademia Wojskowa, Dęblin, 2021
- [4] Pytka J. A., Rypulak A., Michałowska J., Pytka J.D., Błażejczak D., Gnypowski E., Laskowski J. *Flight*

Testing of the PROPWING Airplane Propulsion Concept. 7th International Workshop on Metrology for Aero Space (MetroAeroSpace) IEEE 2020, proceedings, Institute of Electrical and Electronics Engineers (IEEE), 2020, ISBN 978-1-7281-6637-7

- [5] Pytka J., Longwic R., Gnapowski E., Rypulak A., Smolak M., Bronisz P., Kasprzak P., Pytka J. D. *Skrzydło nośne z układem śmigło-silnikowym*, nr zgłoszenia P.424740, Biuletyn Urzędu Patentowego RP nr 19/2019, Warszawa 2019
- [6] Pytka J., Longwic R., Gnapowski E., Rypulak A., Smolak M., Bronisz P., Kasprzak P., Pytka J. D. *Mechanizm hamujący i pozycjonujący śmigło*, Patent 424741

- [7] Pytka J., Longwic R., Gnapowski E., Rypulak A., Smolak M., Bronisz P., Kasprzak P., Pytka J. D. *Mechanizm otwierający i zamykający otwory w poszyciu*, Patent 424742



Rys. 15. Kod do linku z filmem z badań układu PROPWING



Samolot amatorski KB-2 Jerzyk – historia powstania

Mgr inż. BOGUSŁAW KUŚNIERZ

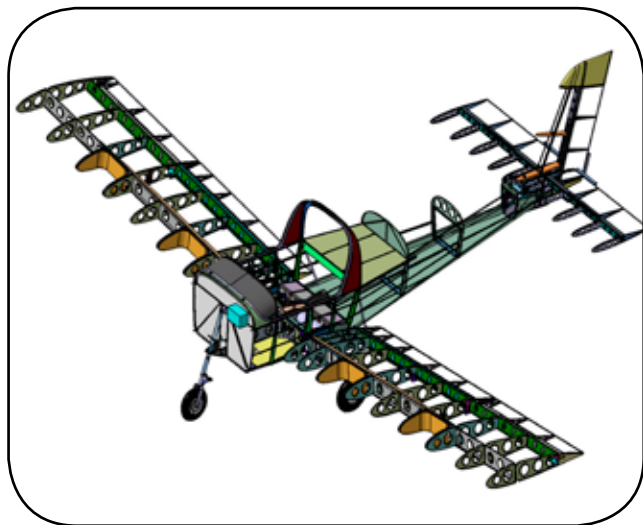
Samolot KB-2 Jerzyk

Streszczenie

W artykule opisano genezę powstania, projekt i realizację prototypu dwumiejscowego samolotu lekkiego KB-2 Jerzyk, zrealizowanego przez autora artykułu. Przedstawiono główne założenia projektowe a także opisano technologię oraz przebieg budowy prototypu. Przedstawiono również przebieg prób w locie oraz najważniejsze wnioski i spostrzeżenia wynikające z dotychczasowej eksploatacji samolotu.

1. Wstęp

Na początku lat 2000 postanowiłem razem z kolegami Leszkiem Wójcickim i Januszem Kuzarą zbudować samolot amatorski. Co prawda, nasz samolot powstawał w warunkach amatorskich, jednak nie jesteśmy całkiem amatorami. Leszek razem ze mną skończył technikum o specjalności Budowa Płatowców w Mielcu, ja ukończyłem studia w specjalności budowa samolotów na Wydziale Mechanicznym Politechniki Rzeszowskiej. Pracowałem 15 lat



Rys. 1. Struktura samolotu KB-2 Jerzyk

w PZL Mielec jako konstruktor, głównie przy różnych wersjach samolotów M28 Bryza i Skytruck, a także przy konstrukcjach, które nie wyszły poza fazę projektową (MK-1, M32, M34, ASS-2, Vector). Janusz Kuzara jest monterem płatowców w PZL Mielec, poza tym wielokrotnie skakał ze spadochronem i latał na szybowcach a także na paralotni.

Zbudowaliśmy razem kilka motolotni, napędów do paralotni, wszystko według własnych projektów. Jeszcze w latach 90-tych XX w. chodziła nam po głowach budowa samolotu. Zaprojektowałem wówczas 1-osobowy oraz 2-osobowy samolot, które roboczo nazwałem ULM1 oraz ULM2. Były to konstrukcje z rurek duralowych, kryte dakronem, zastrzałowe górnołatały. Model dwuosobowy posiadał układ klasyczny, nieco podobny do Skyrangera, ale przypadkowo, wtedy nie znałem tej konstrukcji. Wówczas w Polsce nie istniała klasa samolotów ultralekkich, w lotnictwie ultralekkim królowały motolotnie, w większości budowane systemem amatorskim, nie pod nadzorem państwowym, ale komisji technicznych sekcji motolotniowych lokalnych aeroklubów. Ruch ten rozwijał się bardzo dynamicznie, natomiast samoloty ultralekkie można było rejestrować tylko jako specjalne, tzn. pod nadzorem państwowym a do ich pilotowania trzeba było mieć licencję PPL. Ponieważ w latach 90-tych samoloty ultralekkie to w większości tzw. szmatoloty, których osiągi niewiele odbiegały od motolotni, a uciążliwości prawne z nimi związane były znaczne, nie zdecydowaliśmy się wtedy na budowę takiego samolotu. Na bardziej zaawansowany samolot nie mieliśmy wtedy ani pieniędzy, ani możliwości technologicznych, musielibyśmy również wyszkolić się do licencji turystycznej, co odpadało ze względów finansowych. Na początku lat 2000-nych pojawiła się nadzieja na zmianę prawa i powstanie klasy samolotów ultralekkich w polskich przepisach. Mieliśmy wówczas nadzieję, pewnie jak większość entuzjastów lotnictwa ultralekkiego, że będzie to coś na kształt dotychczasowych zasad dotyczących motolotni, rozszerzonych o urządzenia sterowane aerodynamicznie. Stało się niestety odwrotnie, tzn. samoloty ultralekkie jak i motolotnie dostały się pod nadzór ULC, co wyraźnie zahamowało budowę amatorską. Jednak

siła woli zwyciężyła i postanowiliśmy zbudować samolot. Pytanie tylko, jaki?

2. Założenia konstrukcyjne projektu Jerzyk

Popularne w owym czasie samoloty budowane z tzw. kitów lub z planów to często konstrukcje Chrisa Heinza, CH 601 Zodiak lub CH-701 STOL. Są to interesujące samoloty, ale trochę takie „kanciaste”. Jako inżynier lotniczy postanowiłem zaprojektować własną konstrukcję, w miarę nowoczesną. Ponieważ pracowałem w PZL Mielec, wybrałem półskorupową konstrukcję metalową, w projektowaniu których miałem większe doświadczenie niż konstrukcji kompozytowych czy drewnianych. Innym powodem były możliwości naszego amatorskiego warsztatu, gdzie trudno byłoby przez dłuższy czas zapewnić warunki niezbędne dla wytwarzania kompozytów (temperatura i wilgotność powietrza). Wybrałem klasyczny układ dolnołata z silnikiem z przodu. Dlaczego taki? Umieszczenie silnika z przodu umożliwia umieszczenie kabiny pilotów blisko środka ciężkości, nie ma problemów z wyważeniem i znaczną wędrowką środka ciężkości. Poza tym, w razie awaryjnego lądowania nie ma za kabiną dużych mas, (np. silnik). Śmigło nie jest zacienione przez kadłub. Układ dolnołata wybrałem ze względów konstrukcyjnych. Umieszczenie skrzydeł na dole kadłuba, gdzie znajdują się wręgi przenoszące obciążenia od załogi i podwozia, upraszcza konstrukcję. Po prostu, skrzydła zostały zamocowane do dwóch wręg, odpowiednio wzmocnionych, na których są mocowane fotele załogi, a od dołu podwozie główne. Również układ sterowania lotkami i klapami jest prosty i łatwy do wykonania i regulacji. Poza tym, układ dolnołata ułatwia uformowanie bardziej aerodynamicznej bryły kadłuba. Oczywiście układ ten w stosunku do górnołata posiada wady, zapewne powszechnie znane, ale w moim przypadku przeważały powyższe zalety. Zbiorniki paliwa umieszczono w skrzydłach, tu również układ dolnołata zapewnia łatwość tankowania. Lokalizacja zbiorników w skrzydłach nieco skomplikowała układ paliwowy, ale korzystniej jest, gdy zbiorniki z paliwem są oddalone od gorących elementów silnika i kabiny załogi, co w przypadku awaryjnego lądowania zmniejsza ryzyko pożaru. Paliwo znajduje się blisko środka ciężkości, (w osi podłużnej) nie ma problemów z wyważeniem. Zaprojektowałem 4 zbiorniki paliwa w skrzydłach (po 2 na skrzydło) oraz dodatkowo jeden mały zbiorniczek rozchodowy o pojemności 6 litrów w kadłubie. Łączna pojemność zbiorników paliwa wynosi 110 l. Zbiorniki skrzydłowe są typu pół-integralnego, ponieważ stanowią one nosek skrzydła, zamknięte są szczelnie z boku żebrami, a z tyłu ścianką.

Do struktury skrzydła zbiorniki mocowane są wkrętami M3, co umożliwia ich wyjęcie. Gdyby zamiast wkrętów dać nity, byłyby to zbiorniki integralne, wybrano jednak opcję wyjmowania zbiorników. Dlaczego po 2 zbiorniki na skrzydło? Przyswiewcała mi idea, aby nieświadomie nie przekraczać masy startowej. Do lotów w 2 osoby tankuje się tylko zbiorniki wewnętrzne, do lotów w jedną osobę można zatankować wszystkie. Zbiorniki dzielą nosek

skrzydła wzdłuż rozpiętości na 3 segmenty, dzięki temu jest łatwy dostęp do nitowania (rys. 2). Położenie zbiorników zewnętrznych jest tak dobrane, że po ich wyjęciu jest dość dobry dostęp przez otwory ulżeniowe w ścianie dźwigara do wspornika i dźwigni napędu lotki. W połączeniu z wziernikiem w dolnym pokryciu umożliwia to wymianę np. łożysk, w razie ich zużycia. W praktyce, wykonaliśmy tylko zbiorniki wewnętrzne, bo brakowało nam akcesoriów (paliwomierzy, wlewów, zaworów zlewowych), w miejscu zbiorników zewnętrznych są tylko ich noski, ale w każdej chwili można do nich przymocować nitowaniem szczelnie żebra oraz ścianki i w ten sposób otrzymać drugą parę zbiorników. Jednak dotychczasowe zbiorniki zapewniają 3,5 godz. lotu z półgodzienną rezerwą, co jak na razie wystarcza.

Geometrię samolotu zaprojektowałem głównie z wykorzystaniem powierzchni rozwijalnych, elementy nierozwijalne zostały wykonane jako owiewki z kompozytu, zaś kopułka kabiny została wytłoczona z plexiglasu. Na pokrycia unikałem jednak powierzchni płaskich, tylko spód kadłuba jest ze względów montażowych płaski (służył za bazę przy montażu). Boki i góra kadłuba są wypukłe, co usztywnia blachę i trudniej traci ona stateczność, poza tym jest to korzystne aerodynamicznie. Wymagało to wykonania dodatkowych foremników boków wręg, bowiem każda wręga na części zbieżnej kadłuba wymagała innego foremnika (rys. 3). Ze względów technologicznych skrzydło i usterzenie poziome posiadają obrys prostokątny. Natomiast statecznik pionowy ze względów estetycznych jest trapezowy i lekko skośny do tyłu. Optycznie wydłuża samolot i zwiększa ramię usterzenia. Niestety, należało wykonać dodatkowe 3 foremniki na żebra (rys. 4). Natomiast aby uprościć technologię steru kierunku, został zaprojektowany jako prostokątny i wykonano go z tych samych żeber, co ster wysokości. W tym miejscu musiałem zastosować pewien trik geometryczny, ponieważ ster ma stałą grubość, a statecznik jest trapezowy i ma ją zmienną. Z tego względu, zmodyfikowałem profil dolny i górny statecznika, aby wpasować ster kierunku. Grubość względna profilu u góry jest większa. Oczywiście, grubość bezwzględna profilu dolnego jest trochę większa, przy czym niewiele, tak, że ster u góry nieco wystaje z obrysu profilu, a na dole trochę zapada się względem profilu statecznika. Dla niewtajemniczonych szczegóły ten jest niezauważalny.

Ponieważ pracowałem zawodowo, projekt powstawał wieczorami i nocami, jednak zapał i chęć zaprojektowania czegoś nowego powodowały, że samolot powstawał dość szybko. Musiałem samodzielnie wykonać wszystkie obliczenia, aerodynamiczne, obciążeń, wytrzymałości, projekt konstrukcji. Taki zakres prac w zakładach lotniczych wyspecjalizowane działy. Z drugiej jednak strony, nikt mi niczego nie narzucał, mogłem zbudować samolot taki, jaki chciałem. Maszynę projektowałem według czeskich przepisów dla samolotów ultralekkich UL-2. Polskie przepisy dopiero powstawały i zostały oparte na czeskich, chociaż występują różnice, które moim zdaniem są na niekorzyść polskich. Ponieważ wcześniej latałem tylko na motolotni, musiałem się wyszkolić w wieku ponad 45 lat. Dlatego

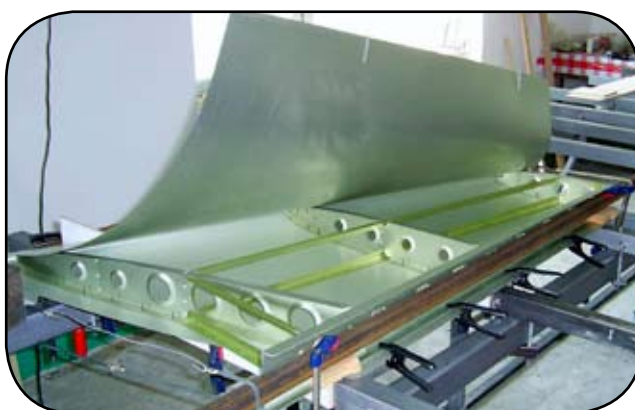


Rys. 2. Skrzydło bez zbiorników paliwa

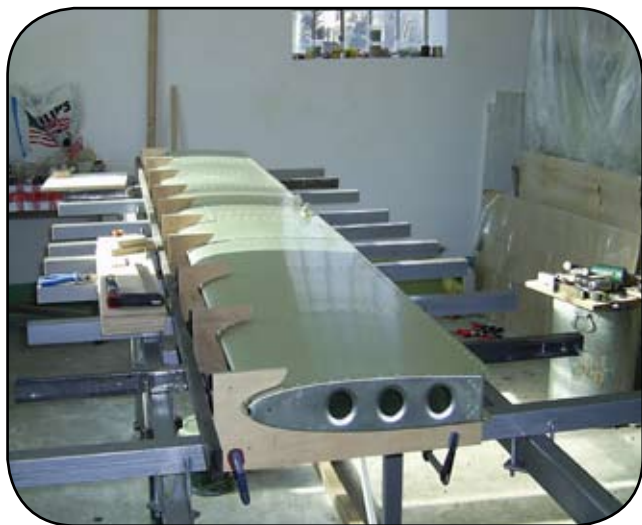
postanowiłem, że samolot powinien być łatwy w pilotażu, mieć łagodne przeciągnięcie, dobrą sterowność w całym zakresie prędkości, dosyć krótki start i lądowanie, osiągnięciem przyzwoitym poziomem, przy czym prędkość maksymalna nie była priorytetem. Z tego względu zastosowałem profil o znacznej grubości NACA 2415, o łagodnej charakterystyce przeciągnięcia. Zaprojektowałem również skłębne geometryczne skrzydła i szczelinowe lotki różnicowe. Poza tym powinien to być samolot do turystyki, o dobrej widoczności i wygodnej kabinie. Powinien też posiadać atrakcyjny, estetyczny wygląd, żeby nie straszyć ludzi na lotniskach. W zasadzie nic nowego, pewnie większość nowoczesnych samolotów ultralekkich spełnia te wymagania. Ale nie było moją ambicją projektować rewolucyjnej konstrukcji samolotu, jedynie przyzwoite „latadełko”



Rys. 3. Tylna część kadłuba



Rys. 4. Statecznik pionowy



Rys. 5. Statecznik poziomy na prostym stole montażowym

dla mnie i przyjaciół. Ponadto, nie przewidywaliśmy podjęcia produkcji seryjnej (rys. 1).

3. Budowa samolotu

Trafiliśmy w dobry moment, gdyż w PZL Mielec definitywnie skończono produkcję samolotu AN-2, a ponieważ była to produkcja wielkoseryjna, pozostało mnóstwo materiałów, blach, kątowników, nitów, przyrządów pilotażowych itp. których zakład się pozbywał i można było jekupić w przyzwoitej cenie. Po skończeniu projektowania poszczególnych zespołów (usterzenie, skrzydło, kadłub itd.) przekazywałem Januszowi Kuzarze dane, on wykonywał części tzn. żebra, wręgi, ścianki, okucia. Foremniki do żeber, wręg itp. powstawały w ten sposób, że drukowałem ich rysunki w skali 1:1 na ploterze, natomiast Janusz naklejał je na grubą sklejkę (20 mm), wycinał wstępnie piłą taśmową a następnie dopiłowywał dokładnie do linii wydruku. Dokładność była zadowalająca, wszystkie żebra czy wręgi pasowały, w montażu nie było problemów z niedopasowaniem części do siebie.

Do montażu podzespołów Leszek Wójcicki wydzielił w swoim gospodarstwie pomieszczenie, zwane przez nas „pracownią” w którym ustawiliśmy wykonany przez nas „uniwersalny przyrząd montażowy”. Był to stół spawany z profili stalowych z przykręconymi do podłogi nogami, ale zamiast blatu miał przesuwne poprzeczki z prostokątnych profili stalowych, które można ustawiać w różnych rozstawach, stosownie do danego podzespołu. Dzięki temu mieliśmy dostęp do nitowania z każdej strony. Do tych poprzeczek były również mocowane sklejkowe obejmy, które zapewniały zachowanie geometrii stateczników, skrzydeł i kadłuba. Powstawał w ten sposób prosty przyrząd montażowy, pokazany na rysunku 5. Stół został wypoziomowany i 18 grudnia 2004 r. przystąpiliśmy do montażu. Zaczęliśmy od usterzenia, jako najłatwiejszego podzespołu, żeby na nim wypróbować i nauczyć się technologii montażu. Ponieważ Janusz Kuzara jest z zawodu monterem płatowców, w tygodniu nituje Bryzy i Skytrucki, zaś w soboty, aby nie wyjść

z wprawy, nitował wraz ze mną Jerzyka. Jego wiedza warsztatowa w tej dziedzinie bardzo się przydała. Leszek podjął się robić rzeczy trudne i prawie niemożliwe do wykonania w warunkach amatorskich, czyli formy i elementy kompozytowe jak również formę do tłoczenia kopułki kabiny z plexiglasu. Ponieważ samolot jest dolnołotem, zaprojektowałem estetyczną kroplową kopułkę kabiny. Problemem jest wykonanie tego elementu w warunkach amatorskich. Być może udałoby się dopasować kopułkę od innego istniejącego samolotu, ale po pierwsze, nie pasowałaby idealnie, po drugie to dyshonor, skoro w maniaczynie naszym nawet piasty kół wykonywaliśmy sami z kompozytu (bardzo lekkie i sztywne dzięki przestrzennej konstrukcji). Generalnie, samolot jest metalowy, ale w konstrukcji występuje wiele elementów kompozytowych takich, jak końcówki skrzydeł i usterzeń, owiewki skrzydło-kadłub, maski silnika, kołpak, tablica przyrządów, panele tapicerki w kabinie. Jednak są to elementy nienośne. Poza tym zastosowaliśmy również elementy kompozytowe pracujące wytrzymałościowo, np. piasty kół, goleń podwozia głównego oraz element do amortyzacji podwozia przedniego. O ile piasty i goleń mieliśmy opanowane i przetestowane przy budowie motolotni, ów wahacz był nowością, ale pracuje prawidłowo, zapewnia duży skok oraz wykazuje progresywne narastanie siły. Wymiary wahacza dobraliśmy metodą doświadczalną. Jak już wspomniano, wyzwaniem było wykonanie kopułki kabiny z plexiglasu, z czym nawet profesjonalne wytwórnie miewają problem, szczególnie w zakresie zachowania odpowiedniej przejrzystości. Po wykonaniu przez Leszka formy do kopułki, udaliśmy się do Jarka Lesińskiego jednego z wykonawców i właściciela samolotu GP-5. Posiadał on duży piec z precyzyjnie ustawianą temperaturą i udostępnił nam swój warsztat na sobotę. Dodatkowo posiadał też pompę próżniową, ale okazało się, że jest za mała i nadaje się jedynie do budowy modeli latających. Pierwsze podejście do wykonania kopułki było nieudane. Leszek znalazł na złomowisku dwie duże pompy próżniowe, które wyremontował a zbiornik zrobiliśmy z bojlera i tak powstała nasza potężna pompa próżniowa. Zrobiliśmy drugie podejście. Tym razem pompa była odpowiednia choć kopułka nieco się marszczyła na narożach i nie mogliśmy tego opa-



Rys. 6. Kopułka kabiny po wyjęciu z formy

nować (rys. 6). Postanowiliśmy więc, że podzielimy kopułkę w płaszczyźnie symetrii i zrobimy ją z połówek. Przerobiliśmy docisk i za trzecim podejściem wynik był bardzo dobry (rys. 7). Podział technologiczny kopułki spowodował, że nadmiar materiału miał gdzie się podziąć (fałdował się poza linią docisku), poza tym podział wymusił dodanie poprzeczki w ramie, dzięki której można było wykonać kopułkę z cieńszej plexi zaś na poprzeczce można założyć osłony przeciwstoneczne. Sama poprzeczka jest wąska (20 mm) i nie pogarsza widoczności, zatem przyniosła same zalety. Ponieważ szyba tylna jest rozwijalna, z nią nie było problemu, wyszła za pierwszym razem. Pojawił się też problem z ramą kopułki. Wykonana została z prostokątnych profili ze stopu lekkiego PA38 metodą spawania. Ponieważ pomieszczenie, w którym dopasowywaliśmy ramę kopułki do samolotu,



Rys. 7. Połówka kopułki kabiny

było dość niskie i nie dało się otworzyć kopułki, dopasowanie przeprowadziłem bez sprężyn gazowych, podtrzymujących ją w położeniu otwartym. Po przemieszczeniu zespołów samolotu do hangaru, próbnym zmontowaniu w całość i zamontowaniu sprężyn, okazało się, że wprowadzają one pewne odkształcenia, i rama nie pasowała do kadłuba. Trzeba było ją jeszcze raz spasować z kadłubem, tym razem już ze sprężynami. Siła sprężyn i geometria układu jest tak dobrana, że kopułka w całym zakresie otwierania jest w równowadze, tzn. ani się nie podnosi ani nie opada, można ją ustawić pod dowolnym kątem zaś siła potrzebna do przemieszczenia jest bardzo mała.

Prace postępowały dość szybko i sprawnie, nie mniej jednak pracowaliśmy tylko w soboty i ewentualnie dni wolne. Planowałem, że proces budowy potrwa około 5 lat. Mieliśmy 2 motolotnie i paralotnię z napędem, więc było na czym latać, tak, że głód latania w czasie budowy samolotu był zaspokajany na bieżąco. Ze względów finansowych, problemem było pozyskanie silnika. Nie stać nas było na Rotaxa 912, ale w tamtym czasie pojawił się silnik Simonini Victor 2+, reklamowany jako „tania” alternatywa dla 912-stki. Kosztował 2 razy mniej, moc deklarowana wynosiła 102 KM. Był to lekki dwusuwowy silnik o stosunkowo niskim zużyciu paliwa. Postanowiliśmy zaryzy-

kować i kupiliśmy ten silnik do napędu naszego samolotu. W celu przetestowania został zamontowany do motolotni. Sprawował się dobrze, jednak miał kilka wad. Rury wydechowe, bityszczące i chromowane, dość szybko pokryły się produktami korozji. Na wysokich obrotach pracował bardzo ładnie, ale poniżej 4000 obr/min. występowały duże drgania, spowodowane brakiem rezonansu wydechów w tym zakresie obrotów. Na szczęście, ten zakres obrotów był używany tylko na zniżaniu, czyli niewielki czas użytkowania, nie mniej drgania te były odczuwalne. Zużycie paliwa, co prawda nie było tak niskie, jak reklamowane, ale mieściło się w granicach 12 l/h, co uwzględniając dużą moc silnika, było bardzo dobrym wynikiem. Jednak moc silnika była niższa niż 100 KM, wprawdzie nie przeprowadziliśmy pomiaru, ale po ustawieniach śmigła i na podstawie



Rys. 8. Silnik napędowy Simonini Victor 2+

osiągów oceniam wartość na 90-95 KM. Na motolotni silnik Simonini Victor 2+ wylatał bezawaryjnie ok. 200 godzin, po czym został zamontowany w naszym samolocie (rys. 8). Ponieważ silnik został zamontowany odwrotnie niż w motolotni, tzn. cylindrami do dołu, okazało się, że drgania poniżej 4000 obr/min. zmniejszyły się (środek ciężkości silnika poniżej punktów mocowania spowodował tłumienie drgań). Jednak takie położenie cylindrów miało wadę polegającą na tym, że po dłuższym postoju świece były zaolejone i występowały problemy z rozruchem. Na szczęście świece dało się wykręcać bez zdejmowania masek silnika, przez otwór wlotowy powietrza do chłodnicy. Silnik posiadał układ chłodzenia cieczą.

Budowa samolotu powoli, acz systematycznie zbliżała się do końca. Trzeba było pomyśleć, gdzie przechowywać Jerzyka. Motolotnie trzymaliśmy w zaadaptowanej dużej stodole Leszka, ale skrzydła trzeba było ściągać z wózków. Zrobiliśmy remont, wymianę pokrycia dachowego, ale co najważniejsze, duże, rozsuwane drzwi i podwyższenie dachu od strony lądowiska, tak, że teraz motolotnie jak i Jerzyk wyjeżdżają wprost na lądowisko. Niestety, na czas przebudowy hangaru (stodołę już nie godzi się go nazywać) prace przy samolocie stanęły. Od 2010 r. ruszyliśmy znowu z pracami, już po przeniesieniu z pracowni goto-



Rys. 9. Jedna z prób zginania skrzydła

wych podzespołów i zmontowaniu samolotu w hangarze. Latem zrobiliśmy próby statyczne obciążając konstrukcję workami z cementem (rys. 9 i 10). Próby przebiegły bez większych problemów, wzmocnienia wymagało tylko połączenie kanału centralnego przejmującego obciążenia od podwozia przedniego z dźwigarem kadłubowym. Zostały jeszcze prace wykończeniowe, malowanie, wykończenie instalacji, tapicerka itp. Budowa została ukończona jesienią 2010 r., z rocznym opóźnieniem w stosunku do moich planów, ale z prawie półroczną przerwą na remont hangaru. Na oblot samolotu należało poczekać do wiosny.

4. Oblot i próby w locie

Na naszym lądowisku można było zrobić próby kołowania i lekkich podskoków, ale pas jest za krótki, aby zrobić pierwszy oblot. Trzeba było przewieźć Jerzyka na większe lotnisko. Teraz pomogli nam nasi przyjaciele Marek Śnieżek i Piotr Grzebień, którzy załatwili dostęp do dużego lotniska aeroklubowego a także skontaktowali z oblatywaczem. Pożyliśmy przyczepkę, zrobiliśmy stelaże na skrzydła i usterzenia, rozmontowaliśmy samolot i w czerwcu 2011 r. wyruszyliśmy dokonać oblotu. Nie powiem, stres był, przecież to prototyp, zrobiony nie z kиту czy według sprawdzonych planów, ale zaprojektowany od początku, zupełnie nowy samolot. Na miejscu spotkaliśmy się z życzliwością i pomocą. W czasie prób naderwał się spaw na przedłużeniu jednej z rur wydechowych. Pomocy udzielił i pospawał miejscowy właściciel zakładu remontującego samoloty, o zapłacie nawet nie chciał słyszeć. Potem, w miejscu gdzie wystąpiła usterka, założyliśmy przeguby i problem zniknął. Na drugi dzień zaczęły się próby w locie. Najpierw kilkanaście podskoków, potem wreszcie prawdziwy, dłuższy lot. Oblatwacz ocenił samolot bardzo dobrze, zalecił kilka zmian, z których najważniejsza to zmiana przełożenia między dźwignią a lotkami, bo przy skrajnych położeniach dźwignia trochę zawadza mu o kolana. Oblatwacz był wysokim, dobrze zbudowa-

nym mężczyzną i faktycznie dźwignia mógł zawadzać, a ja wcześniej tego nie wykryłem. Na szczęście w locie skrajne wychylenia nie były potrzebne. Tego dnia Jerzyk wykonał jeszcze dwa loty i wrócił do hangaru na poprawki. Wymieniliśmy dźwignie pośrednie w napędzie lotek zmieniając przełożenie, przy okazji zwiększyliśmy sztywność mocowania dźwigni napędu lotek, zwiększyliśmy trymer steru wysokości, założyliśmy wskaźnik ciśnienia paliwa, założyliśmy duży, widoczny uchwyt na zaworze odcinającym paliwo. Myślę, że jak na prototyp, nie było tych zmian dużo. Przede wszystkim nie było potrzeby zwiększać powierzchni usterzeń, lotek, kątów zaklinowania, zmieniać wyważenia itp. Po wprowadzonych poprawkach samolot wrócił na dokończenie prób w locie. Po wylądowaniu kilkudziesięciu godzin przez oblatywaczy, nareszcie jesienią 2011 r. wrócił do swojego gniazda. Wreszcie mogłem zasiąść za jego sterami. Samolot okazał się bardzo przyjemny w pilotażu, jest sterowny w całym użytecznym zakresie prędkości, stateczny, właściwie sam lata, nie trzeba mu przeszkadzać. Przy rozbiegu nie zbacza zbyt dużo z kierunku, wkład nogi jest symboliczny, głównie dzięki bocznemu odchyleniu osi silnika o 2°. Na małych i średnich kłapach (15° i 30°) trochę niesie się przy lądowaniu, na dużych (40°) już nie, ster



Rys. 10. Próba wytrzymałości skrzydła na skręcanie

wysokości jest skuteczny do ok 40 km/h, dopiero poniżej samolot łagodnie opada na przednie koło. Widoczność, jak na samolot w układzie dolnopłata jest bardzo dobra, pilot siedzi stosunkowo wysoko, miejsca w kabinie jest dostatecznie dużo. Osiągi rzeczywiste dość dokładnie pokryły się z obliczeniowymi i są zupełnie niezłe, doskonałość jest nawet lepsza niż obliczona. Również założone własności lotne się potwierdziły. Samolot bardzo łagodnie się przeciąga, sygnalizuje wcześniej zbliżanie się do krytycznych kątów natarcia, nie zwala się na skrzydło.

Samolot został zarejestrowany na Słowacji jako sportowe urządzenie latające. Wówczas w Polsce dopiero powstawały przepisy dotyczące samolotów ultralekkich, a zajął się tym Urząd Lotnictwa Cywilnego, który nie miał doświadczenia z tego typu lotnictwem i przenosił swoje doświadczenia z „dużego” lotnictwa, co powodowało, że praktycznie amator nie miał szans zarejestrować prototypu powstałego od podstaw. Po prostu, ilość wymagań przera-



Rys. 11. Silnik napędowy Rotax 912 w samolocie KB-2 Jerzyk

stała możliwości pojedynczego człowieka. Czesi i Słowacy mieli już duże doświadczenie, a zajmowały się lotnictwem ultralekkim nie urzędy państwowe, a organizacje społeczne, gdzie inspektorami są ludzie, którzy oprócz fachowej wiedzy sami zbudowali samoloty i znają specyfikę tego rodzaju lotnictwa. Ponieważ na Słowacji samoloty ultralekkie mogą mieć max. masę startową 560 kg (w Polsce wówczas 450 kg), można było podnieść maksymalną masę startową Jerzyka do 500 kg, wykorzystując zapas wytrzymałości.

5. Problem z silnikiem i dalsza eksploatacja

Samolot wylatał 120 godzin, gdy w jednym z kolejnych lotów nagle stanął silnik, który do tej pory sprawował się bardzo dobrze. Byłem wtedy ok. 5 km od lądowiska na wysokości ok. 400 m. Na szczęście było to wieczorem, bezwietrznie, próbuję dociągnąć do lądowiska. Poda mną rozciągają się pola uprawne, umożliwiające lądowanie, ale w ostatniej fazie lotu, przed samym lądowiskiem, muszę



Rys. 12. Tablica przyrządów pokładowych samolotu

przelecieć nad drogą, przy której są zabudowania wsi, drzewa, słupy elektryczne. Oceniając opadanie, uznałem, że powinienem bezpiecznie dociągnąć. Udało się, przy okazji sprawdziłem doskonałość, wyszła ponad 12. Okazało się, że urwał się korbwód. Na szczęście, w międzyczasie, kupiliśmy używany silnik Rotax 912 UL o mocy 80 KM. Wymieniliśmy silnik, nie trzeba było modyfikować osłon, ale trzeba było zrobić nową ramę, wszystkie instalacje silnikowe (rys. 11). Zajął mi to cały urlop w lipcu 2013 r. Silnik Rotax okazał się niezawodny, do tej pory (listopad 2022) samolot wylatał ok. 1500 godz. Oprócz incydentu z silnikiem nie było większych problemów. Oczywiście, na początku eksploatacji pojawiło się kilka wad „wieku dziecięcego”, które zostały zlokalizowane i poprawione w trakcie bieżących przeglądów, ale nie były to problemy rzutujące na bezpieczeństwo.

6. Podsumowanie

Samolot jest eksploatowany na bieżąco głównie przez 2 pilotów do lotów rekreacyjnych i krajoznawczych. Sporadycznie lata jeszcze dwóch innych kolegów. Jerzyk był wystawiany na pokazach (Mielec, Krosno, Rzeszów, Deputycze, Kraków-Czyżyny, Częstochowa), braliśmy udział w kilku rajdach, kilku zorganizowanych wylotach na Słowację, najdłuższy jednorazowy przelot to Górki k. Mielca-Kętrzyn. Na samolocie latało kilkunastu pilotów, być może i ponad dwudziestu, zarówno amatorzy jak i piloci zawodowi, w tym kilku byłych pilotów doświadczalnych z Mielca. Wszyscy wyrażali się bardzo pochlebnie na temat własności pilotażowych Jerzyka.

W trakcie użytkowania samolot przeszedł kilka drobnych modyfikacji, głównie wyposażenia. Zmieniono radiostację na ICOM-210 z odstępem kanałowym 8,33 kHz, wymieniano GPS na coraz nowocześniejszy, obecnie do nawigacji służy zwykły tablet 8" (rys. 12). Dodano transponder z mode-S, dodano LED-owe światła lądowania a ostatnio gniazdka USB do ładowania np. smartfonów, które służą za dodatkowe wsparcie nawigacyjne, używamy oprogramowania LK-8000 i SkyDemon.

Wodór paliwem przyszłości w lotnictwie. Zalety, wady i wyzwania dla napędu wodorowego

DAWID KALINOWSKI
PANS w Chełmie



Samolot z napędem wodorowym ZeroAvia. Fot. ZeroAvia

Streszczenie

Artykuł przybliży najistotniejsze aspekty napędu wodorowego, w szczególności spalinowe silniki wodorowe. Przedstawiono sposoby otrzymywania i przechowywania paliwa wodorowego. Zaprezentowano przykłady samolotów przeznaczonych do napędu wodorowego. Omówiono zalety i wady tego napędu a także nakreślono wyzwania na najbliższą przyszłość w branży wodorowej.

1. Wprowadzenie

Pierwszy napęd wodorowy został wykorzystany w połowie XIX wieku. W 1838 roku brytyjski chemik William Grove odkrył, że można wytwarzać prąd elektryczny przez reakcję elektrochemiczną wodoru i tlenu. W 1845 roku brytyjski inżynier George Bailey Laycock zbudował pierwsze ogniwo wodorowe, które produkowało prąd elektryczny [1].

W ciągu następnego kilku dziesięcioleci napędy wodorowe były stosowane do produkcji energii elektrycznej

w różnych dziedzinach przemysłu, w tym w transporcie morskim i kolejowym i lądowym. W latach 20. i 30. XX wieku pojawiły się pierwsze badania nad zastosowaniem napędu wodorowego w lotnictwie, jednak do pełnej komercjalizacji tej technologii wciąż jeszcze nam daleko, choć pierwsze kroki w transporcie zbiorowym kołowym zostały poczynione.

Wodorowe napędy lotnicze są jednym z najważniejszych zagadnień współczesnego lotnictwa. Wodór jest uważany za paliwo przyszłości, ponieważ jego spalanie powoduje tylko jedną substancję, jaką jest para wodna, co oznacza, że jest to paliwo czyste i ekologiczne. Wodór jest również bardzo wydajny, ponieważ dostarcza dużo energii przy małej masie. Silniki wodorowe są już wykorzystywane w lotnictwie, jednak są one jeszcze w fazie rozwoju i wymagają dalszych badań i rozwoju, aby stały się bardziej efektywne i trwałe. Głównym problemem jest obecnie brak odpowiedniej infrastruktury do produkcji, transportu i magazynowania wodoru, co jest konieczne do zastosowania tego paliwa w lotnictwie na szeroką skalę. Postaram się przybliżyć sam proces wdrażenia technologii napędów wodorowych do samolotów z napędem odrzutowym

wym i turbośmigłowym, przedstawić wady i zalety wykorzystania wodoru, oraz pozwolę sobie na własną dygresję, dotyczącą wykorzystania wodoru w zakresie transportu publicznego i prywatnego.

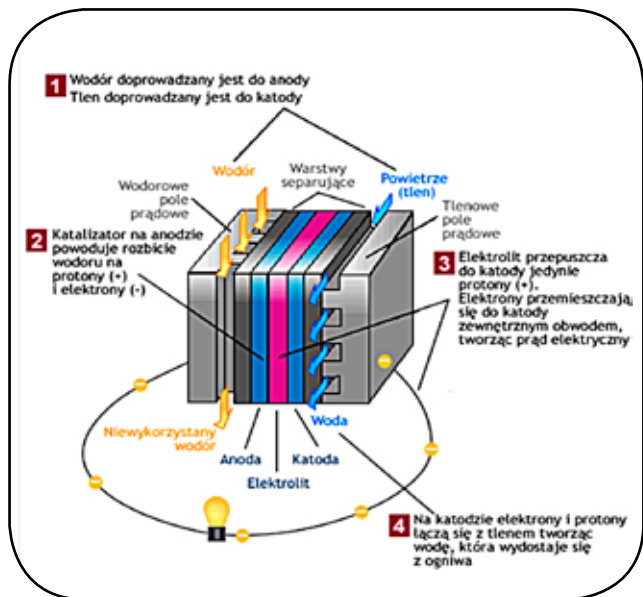
2. Spalinowy silnik wodorowy

Silnik spalinowy wodorowy działa na podobnej zasadzie jak silnik spalinowy zasilany benzyną lub olejem napędowym. Główna różnica polega na tym, że silnik wodorowy używa wodoru jako paliwa, a nie tradycyjne paliwa ciekłe lub gazowe. W silniku spalinowym wodorowym, wódor jest dostarczany do komory spalania wraz z powietrzem. W komorze spalania, wódor jest spalany z powietrzem, tworząc parę wodną i ciepło. Przyrost ciepła zgodnie z zasadami termodynamiki, jest wykorzystywany do napędzenia tłoka w cylindrze silnika, poprzez wykonanie pracy układu termodynamicznego. Para wodna jako substrat procesu spalania, jest wyprowadzana z silnika przez układ wydechowy. Zapłon w silniku spalinowym wodorowym jest inicjowany przez dostarczenie impulsów elektrycznych do świec zapłonowych. Świece zapłonowe emitują iskry, które wywołują reakcję chemiczną między wodorem i tlenem. Powstaje w ten sposób gorący i wysokoenergetyczny gaz, który jest wykorzystywany do wytworzenia energii mechanicznej, która napędza silnik [2].

Niektóre nowoczesne silniki spalinowe wodorowe, szczególnie te stosowane w pojazdach, mają zintegrowane układy zapłonowe, które automatycznie dostarczają impulsy elektryczne do świec zapłonowych, aby zapewnić stabilne i efektywne spalanie wodoru. Inne modele wykorzystują systemy elektroniczne, takie jak układy sterujące, aby kontrolować proces zapłonu i dostosowywać jego parametry do różnych warunków eksploatacji.

Silniki wodorowe mogą być konstruowane jako silniki tłokowe lub silniki odrzutowe. Silniki tłokowe mają komorę spalania zamkniętą, podczas gdy silniki odrzutowe mają komorę spalania otwartą. Temperatura spalania wodoru zależy od wielu czynników, między innymi ciśnienia i stosunek powietrza do wodoru. W silnikach samochodowych i lotniczych, temperatura spalania wodoru może wynosić od 2500°C do 3000°C. Wysoka temperatura spalania wodoru jest ważna dla wydajności i efektywności silnika, ponieważ im wyższa temperatura, tym więcej energii jest wydzielane z paliwa. Niemniej jednak, wysoka temperatura spalania także stanowi wyzwanie dla konstrukcji silnika i jego komponentów, więc ważne, aby zapewnić odpowiednią wytrzymałość erozyjną.

Kolejnym istotnym elementem, który należy uwzględnić podczas konstrukcji spalinowych napędów wodorowych jest ich podatność na korozję z powodu obecności wody i soli, które są produktami reakcji chemicznych powstających podczas eksploatacji silnika. Aby zapobiec korozji, ważne jest stosowanie materiałów odpornych na korozję w konstrukcji silnika i jego częściach, takich jak rury wylotowe, zbiorniki i połączenia instalacji paliwowej oraz układu odprowadzenia spalin. Szczelność w/w układów stanowi bardzo ważny parametr, który powinien zostać



Rys. 1. Budowa i zasada działania konwencjonalnego ogniwa wodorowego [3]

uwzględniony na etapie konstrukcyjnym, gdyż wódor w połączeniu z tlenem zawartym w atmosferze ziemskiej tworzy zawilgocenia na elementach łączonych, co może prowadzić do korozji, lub degradacji połączeń.

3. Ogniwa wodorowe

Ogniwo wodorowe, znane również jako ogniwo paliwowe, jest urządzeniem, które przekształca wódor i tlen w energię elektryczną (rys. 1). Działanie ogniwa wodorowego oparte jest na reakcji elektrochemicznej, w której wódor i tlen łączą się, tworząc wodę - produkując prąd elektryczny. Konstrukcja jest oparta o dwie elektrody - anodę i katodę - oraz elektrolitu, którym są jony wodoru. Wódor jest podawany do anody, gdzie jony wodoru są oddzielane od elektronów i przemieszczane przez zewnętrzne źródło energii, tworząc elektryczny potencjał. Elektrony przemieszczają się przez obwód zewnętrzny, co powoduje różnicę potencjałów, czyli prąd elektryczny, a jony wodoru przemieszczane są do katody, gdzie łączą się z tlenem i tworzą wodę. Jest ono również bezpieczne i ciche w użytkowaniu. Elementem wykonawczym jest silnik elektryczny który przekazuje swoją prędkość obrotową na śmigło samolotu, poprzez wał korbowy, lub przekładnię. Niestety, koszt produkcji ogniwa wodorowych jest obecnie wysoki, co ogranicza ich szerokie zastosowanie w praktyce. W miarę rozwoju technologii i ulepszenia procesów produkcyjnych, jednak, oczekuje się, że koszt produkcji ogniwa wodorowych będzie się obniżać, umożliwiając ich szersze zastosowanie jako źródła energii.

4. Magazynowanie wodoru

Poniżej przedstawiono sposoby magazynowania wodoru. Każdy z tych sposobów ma swoje zalety i wady, a wybór metody magazynowania zależy od konkretnego

zastosowania i wymagań. Istnieje kilka sposobów magazynowania wodoru, w zależności od jego ilości, ciśnienia i temperatury:

- Ciekły wodór: Wodór jest schładzany do bardzo niskiej temperatury (-253 °C), aby stał się ciekły. Jest magazynowany w specjalnych zbiornikach izolowanych termicznie,
- Wodór kompresowany: Wodór jest kompresowany do wysokiego ciśnienia (od 350 do 700 barów) i magazynowany w specjalnych butlach lub zbiornikach,
- Wodór adsorbowany: Wodór jest magazynowany na powierzchni specjalnych materiałów adsorbentów, takich jak polimery metalo-organiczne (Multivariate Metal-Organic Frameworks) [4] czy materiały grafenowe, są to wodorki metali,
- Wodór chemicznie związany: Wodór jest magazynowany w formie związków chemicznych, takich jak metanol czy amoniak,
- Wodór w postaci adsorpcji wodoru w metalicznych hydratách: polegają na adsorpcji wodoru przez metaliczne hydraty, takie jak $Mg(BH_4)_2$, $LiAlH_4$ itp. [5].

5. Zalety i wady napędu wodorowego

Wodorowe napędy lotnicze mają wiele zalet. Przede wszystkim, wodór jest paliwem czystym, co oznacza, że nie emituje szkodliwych substancji takich jak tlenki azotu czy cząsteczki sadzy. Wodór jest również bardzo wydajny, ponieważ dostarcza dużo energii przy małej masie, co jest szczególnie ważne dla lotnictwa, gdzie każdy kilogram masy ma duże znaczenie. Wodór jako paliwo lotnicze może również przyczynić się do redukcji emisji dwutlenku węgla, który jest głównym czynnikiem powodującym zmiany klimatyczne. Samo paliwo może być produkowane z odnawialnych źródeł energii, takich jak energia słoneczna czy wiatrowa, co oznacza, że jest to paliwo zrównoważone, wykorzystujące inne elementy odnawialnych źródeł energetycznych. Nie mniej jednak wiąże się z tą piękną preambułą zalet kilka istotnych czynników negatywnych. Jednym z nich jest koszt, czyli chyba najbardziej decydujący element powszechnego użytkowania tego rodzaju rozwiązania. Nadal pozyskanie wodoru jest drogie, a szczególnie jego dystrybucja, transport i przechowywanie. Powoduje to, że staje się droższy niż aktualnie używane paliwa



Rys. 2. Samolot Airbus ZeroE. Fot. Airbus

lotnicze. Kolejną wadą jest nadal mała wiedza wśród naukowców i inżynierów napędów lotniczych o specyfice wykorzystania wodoru w napędach lotniczych, a w szczególności badań takich napędów podczas lotu. Pionierem tej technologii jest firma Airbus, która zamierza w perspektywie kolejnych dziesięciu lat wprowadzić na rynek komercyjne samoloty o nazwie „ZeroE”, dwa typy: jeden przystosowany do obsługi połączeń dalekobieżnych z silnikami odrzutowymi, a drugi do obsługi połączeń regionalnych z silnikami turbośmigłowymi (rys. 2.). Projekt jest w fazie opracowań prób na ziemi oraz w locie, tworzenia prototypów i realizacji symulacji modeli komputerowych. Nowe podejście do konstrukcji zakłada posiadanie sześciu „kapsuł” na dolnej części skrzydeł samolotu. Każda z tych kapsuł to samodzielny zestaw, zasilany wodorem, zawierający własne ogniwa paliwowe, silnik elektryczny, śmigło, niezbędną elektronikę, układ chłodzenia oraz inne urządzenia wspomagające. Firma dostrzega niebywałą zaletę modułowego montowania zespołów napędowych, gdyż daje to możliwość szybkiego serwisowania maszyn i wymiany całego modułu podczas awarii. Czas i testy na modelu pokażą dopiero to czego inżynierowie nie przewidzieli na etapie projektowania i ukażą rzeczywistą fizykę paliwa wodorowego w locie. Zostały zaplanowane specjalne badania i dynamiczne testy odrzutowego silnika wodorowego, który ma być zainstalowany na testowym modelu Airbus A380. Producent z Tuluzy zamierza stworzyć na pokładzie SuperJumbo odpowiednie laboratorium badawcze, które będzie miało za zadanie monitorować w czasie rzeczywistym pracę nowego zespołu napędowego, oraz instalację paliwową wodoru. Jest również na przystawkiowej „tapecie” pomysł zamontowania bezpośrednio na pokładzie samolotu zbiornika paliwa wodorowego, by móc obserwować wszelkie zmiany i na bieżąco charakteryzować parametry jego pracy. Na efekty i kolejne nowinki jeszcze musimy niestety poczekać, ponieważ planowy start „hybrydowego” A380 są zaplanowane na czerwiec 2023 roku.

Inżynierowie dostrzegli również pewną różnicę, która musi zostać dokładnie opisana i zbadana, jest to charakterystyka spalin wodorowych pod kątem smug kondensacyjnych. Wstępne ustalenia teoretyczne pokazują, że może wystąpić różnica w rozchodzeniu i sile w/w smug, pomiędzy tradycyjnymi silnikami odrzutowymi a silnikami odrzutowymi wodorowymi. Dlatego firma Airbus uruchamia program „Blue Condor” [7], który będzie polegał na serii lotów zmodyfikowanymi szybowcami Arcus (rys.3).

Loty będą polegały na jednoczesnym locie dwóch szybowców, tak by warunki pomiarów były w tym samym czasie jednakowe dla maszyn, w których jeden będzie wyposażony w silnik wodorowy a drugi konwencjonalny. Podczas badań szybowce będą miały umieszczone specjalne sondy i moduły zbierające dane, tak by w „locie szykiem” gromadzili dane wzajemnie jeden od drugiego. Analiza smug kondensacyjnych jest potrzebna by zrozumieć jej oddziaływanie na inne statki powietrzne wykonujące loty, poprzez pomiar wielkości turbulencji i jej charakterystyki na płatawiec. Jest to kluczowe, szczególnie do celów komercjalizacyjnych przyszłej technologii, ponieważ w ostatnich latach



Rys. 3. Szybowiec Arcus. Fot. James Darcy, Airbus

obserwujemy znaczący wzrost operacji lotniczych, a co się z tym wiąże większy ruch w powietrzu i duże zagęszczenie operacji lotniskowych i około lotniskowych. Bezpieczeństwo oddziaływania typu „samolot- samolot” musi zostać utrzymane co najmniej na dotychczasowym lub nawet większym poziomie.

6. Napęd wodorowy w lotnictwie ogólnym

Napędy wodorowe w lotnictwie ogólnym (General Aviation) to nowa i rozwijająca się dziedzina. Obecnie istnieją już prototypy samolotów z napędem wodorowym, a pierwszym był zmodyfikowany przez firmę Boeing Diamond HK 36 Dimona (rys. 4) [7]. Zespół inżynierów z Boeing Research & Technology Europe w Madrycie, zademonstrował po raz pierwszy w użyciu samolot GA którego silnik był napędzany energią elektryczną wytworzoną przez zespół ogniw wodorowych (rys. 5.), a był to rok 2008. Czas trwania trzech lotów wynosił około 20 minut łącznie, podczas których pilot Cecilio Barberan wzniósł się na wysokość kręgu nad lotniskowego (1000 stóp), wykonując trzy lądowania, oraz utrzymując lot prostoliniowy na wysokości 1300 stóp przez kolejne 20 minut. Pokazuje to



Rys. 4. Samolot HK 36 Dimona. Fot. Karl Heinz Schmid, 1000aircraftphotos.com

dogłębnie, że o technologii ogniw wodorowych mówiono już kilkadziesiąt lat temu, by dać podwaliny na dobre wprowadzenie tego rozwiązania technicznego w niedalekiej przyszłości.

Dnia 19 stycznia 2023 roku samolot z napędem wodorowym ZeroAvia wykonał swój pierwszy, historyczny lot. Samolot został zbudowany na bazie lot 19-miejscowego samolotu Dornier 228 i wyposażonego w pełnowymiarowy prototyp wodorowo-elektrycznego układu napędowego na lewym skrzydle (rys. 6). Lot odbył się z centrum badawczo-rozwojowego firmy na lotnisku Cotswold w Gloucestershire w Wielkiej Brytanii i trwał 10 minut. Przełomowy lot był częścią projektu HyFlyer II, dużego programu badawczo-rozwojowego wspieranego przez flagowy program ATI rządu Wielkiej Brytanii, którego celem jest opracowanie układu napędowego o mocy 600 kW, który będzie obsługiwał bezemisyjne loty samolotów 9-19 miejscowych na całym świecie.



Rys. 5. Wodorowy zespół napędowy samolotu HK 36 Dimona. Fot. Karl Heinz Schmid: 1000aircraftphotos.com5

7. Wyzwania dla sektora lotniczego

Aby wodór stał się powszechnie używanym paliwem w lotnictwie, należy rozwiązać kilka kluczowych problemów. Musi być stworzona odpowiednia infrastruktura do produkcji, transportu i magazynowania wodoru. Wodór jest trudny do przechowywania i transportu, ponieważ jest bardzo lekki i gazyfikuje się przy niskich temperaturach, dlatego muszą być opracowane bezpieczne i efektywniejsze metody magazynowania i transportu. Wodór jest obecnie droższy niż tradycyjne paliwa lotnicze, takie jak ropa naftowa. Aby wodór stał się konkurencyjny, koszty jego produkcji i transportu muszą zostać znacznie zredukowane. Wyzwaniem technologicznym jest, aby silniki wodorowe które są jeszcze w fazie rozwoju i wymagają dalszych badań, stały się bardziej efektywne i trwałe. Muszą być opracowane nowe technologie, które pozwolą na wykorzystanie wodoru jako paliwa lotniczego, w wymiarze obsługi silników, gdyż procedury przeglądów, remontów i napraw będą różnić się od tych już nam znanych i powszechnie stosowanych, chociażby by z względu na zwiększoną podatność na korozję. Czynnikiem bezpie-



Rys. 6. Pierwszy lot samolotu z napędem wodorowym. Fot. ZeroAvia

czeństwa użytkowania wodoru jako paliwa czystego jest jego prawidłowe (w określonych warunkach) spalanie, które może powodować problemy związane z bezpieczeństwem, dlatego muszą być opracowane odpowiednie procedury i zabezpieczenia, aby zapewnić bezpieczeństwo podczas jego transportu i używania szczególnie na wysokościach przelotowych. Zmiana przyzwyczajień i odpowiednie regulacje prawne tak by wodór stał się powszechnie używanym paliwem w lotnictwie. Musi być odpowiednie wsparcie ze strony rządzących i przemysłu lotniczego, aby przyspieszyć rozwój tej technologii.

8. Podsumowanie

W ocenie Autora napędy wodorowe znajdą szczególnie zastosowania w dziedzinie szkoleniowej GA. W miarę upływu czasu, rozpowszechnienia technologii dostosowania infrastruktury- zarówno tej lotniskowej jak samolotowej, pozwoli na znaczne obniżenie kosztów eksploatacyjnych statków powietrznych, oraz znacząco wpłynie na otoczenie lotniska, poprzez redukcję emisji dwutlenku węgla, oraz zmniejszenie hałasu generowanego przez zespół napędowy. Krótkie loty na wysokości kręgu, zadania treningowe w strefie pilotażu, charakteryzują się znaczącym wykorzystaniem zespołu napędowego i jego mocy, co powoduje, iż konwencjonalnego paliwa lotniczego w samolotach szkoleniowych wystarcza na maks. 2-4 godzin lotu bez przerwy. W to miejsce mogą idealnie wpasować się napędy wodorowe, gdyż w samolotach szkoleniowych nie chodzi o zapewnienie długotrwałości lotu, lecz o prawidłowe działanie zespołu napędowego dla każdej konfiguracji i położenia przestrzennego statku powietrznego.

W jaki sposób nie patrzeć na wady i zalety lotniczych napędów wodorowych oraz na aktualne konstrukcje, które już wykorzystują tę technologię wodór jest paliwem, które jest w stanie przewyższyć globalne zmiany klimatyczne zachodzącej na naszej planecie. Oczywiście znajdują się

osoby, które mogą stwierdzić, że samo pozyskanie wodoru powoduje wytworzenie dwutlenku węgla, jego tankowanie, magazynowanie i przetwarzanie również- trudno się z tym nie zgodzić. Lecz ta technologia, jak każda inna, która dopiero zaczyna się rozwijać, a która dostała potężnie dobrze wykonane fundamenty przez naukowców i inżynierów kilkadziesiąt lat temu, potrzebuje po prostu czasu, inwestycji, badań i komercjalizacji. W mojej wizji przyszłości lotnictwa wodorowego jest przed wszystkim jego powszechna dostępność, bezpieczeństwo użytkowania i redukcja kosztów eksploatacyjnych statków powietrznych. Te wszystkie czynniki związane powinny być terminem ekologiczności- gdyż to właśnie jest podstawa do opracowywania

takiego rodzaju napędów. Teraźniejsze czasy pokazały jak bardzo państwa, które nie mają dostępu do swoich własnych bogactw natury jakim jest ropa naftowa, muszą szukać paliw alternatywnych i właśnie takim staje się wodór. Lotnicze napędy wodorowe najpierw zadebiutują w GA, uważam, że w tym sektorze sprawdzą się najlepiej i znajdą najszerze zastosowanie, następnie nastąpi komercjalizacja i zaczniemy latać odrzutowcami wykorzystującymi jako paliwo wodór.

Bibliografia:

- [1] Litherland Teed P. *The Chemistry and Manufacture of Hydrogen*. New York: Longmans, Green and Co., 2018, USA
- [2] Larminie J. *Fuel Cell Systems Explained*, Second Edition. SAE International, ISBN 0-7680-1259-7, 2003
- [3] Powiślańska Regionalna Agencja Zarządzania Energią, <http://www.praze.pl>, artykuł o ogniwach wodorowych
- [4] Hexiang D. *Multiple Functional Groups of Varying Ratios in Metal-Organic Frameworks*, „Science”, 327 (5967), 2010, s. 846-850, DOI: 10.1126/science.1181761
- [5] Yaghi O.M., Kalmutzki M.J., Diercks Ch.S., *Introduction to Reticular Chemistry: Metal-Organic Frameworks and Covalent Organic Frameworks*. Wiley-VCH Verlag GmbH & Co. KGaA DOI: 10.1002/9783527821099.ch15, ISBN 978-3-527-34502-1, 2019
- [6] Airbus to take up the hydrogen contrail characterisation challenge <https://www.airbus.com/en/new-sroom/press-releases/2022-07-airbus-to-take-up-the-hydrogen-contrail-characterisation-challenge> (dostęp: 20.07.2022)
- [7] Koehler T. *A green machine*. Feature Story BOEING FRONTIERS (05.2008)

Badania statyczne samolotów i szybowców

Mgr inż. JERZY MULARCZYK



Rys. 1. Samolot RWD-5R podczas próby statycznej skrzydła w „klatce wytrzymałościowej” w Bielsku-Białej. Fot. Jacek Mainka

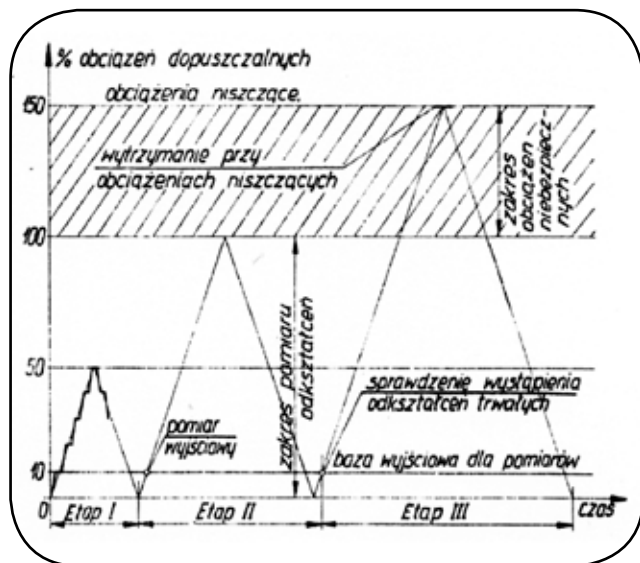
1. Wstęp

Pierwsze próby statyczne w Polsce odbywały się w Instytucie Badań Technicznych Lotnictwa (IBTL) w Warszawie. Cel ich był i jest podwójny. Były one i są dalej istotną częścią wymaganych przez nadzór państwowy badań dowodowych, których zadaniem jest potwierdzenie przez konstruktora przyjętych założeń wytrzymałościowych. Druga sprawa, próby te stanowią praktyczne potwierdzenie prawidłowości obliczeń wytrzymałościowych lub w przypadkach, gdy obliczenia takie nie są w pełni wiarygodne, uzupełniają je czy nawet mogą je zastąpić. Tak było na przykład z próbą statyczną usterzenia poziomego repliki samolotu RWD-5R, gdzie nie były przeprowadzane obliczenia wytrzymałościowe tychże usterzeń. Bez przeprowadzenia określonego zakresu prób statycznych, nie jest możliwe wykonanie oblotu prototypu, bardzo ważnego momentu w całym ciągu prac nad powstaniem nowego samolotu, rozpoczynającego etap niezbędnych badań właściwości lotnych. W zakres ten wchodzi próby najważniejszych fragmentów konstrukcji płatowca, ze względu na bezpieczeństwo lotu, takich jak:

skrzydła, usterzenia, lotki, klapy, podwozie, mocowanie zespołu napędowego i mechanizmy sterowania.

Realizacja próby statycznej polega na przyłożeniu do badanego samolotu sił zewnętrznych, obserwacji zachowania się konstrukcji, oraz pomiarze i rejestracji wielkości tych sił fizycznych, określających jego stan. W ten sposób mamy od razu podane realne statyczne właściwości wytrzymałościowe badanej konstrukcji.

W Instytucie Lotnictwa na początku lat 50-tych za próby statyczne był odpowiedzialny Dział Wytrzymałości, którym kierował do roku 1964 inż. Tadeusz Chyliński. Znałem jego gdy byłem początkującym pracownikiem, ale niejako zza płotu – był listopad 1969 rok. W PZL Okęcie przepracowałem przy próbach statycznych 24 lata – były to próby tak zwane fabryczne. Główne próby statyczne odbywały się w Instytucie Lotnictwa, gdzie były badane m.in. samoloty MIG-15, samoloty prof. Tadeusza Sołtyka: Bies, Iskra. W roku 1960 były przeprowadzane tam też pierwsze tak zwane próby „crashowe” szybowców, prowadzone przez dr Witolda Błażewicza. W tym celu szybowiec z manekinem pilota posadzonym w kabinie, był wyrzeliwany z lin gumowych w mur z podkładów kolejjo-



Rys. 2. Przykład schematu realizacji próby statycznej samolotu

wych. Dla ciekawości można dodać, że następne tego typu próby w Polsce odbyły się dopiero w marcu 2007 r. w Przemysłowym Instytucie Motoryzacji i dotyczyły szybowca PW-5 Smyk. Ostatnim szybowcem badanym w Instytucie Lotnictwa był szybowiec SZD-30 Pirat. Wszystkie inne próby statyczne szybowców odbywały się już w Bielsku-Białej w Szybowcowym Zakładzie Doświadczalnym (SZD). W celu konfrontacji metod obliczeń z praktyką zaczęto przeprowadzać też próby statyczne poszczególnych elementów konstrukcyjnych w coraz to wzbogacającym w urządzenia zakładowym laboratorium wytrzymałościowym i pracowni chemicznej, prowadzonym przez inż. Andrzeja Pochopienia. Zbudowano stoisko do nadziemnych prób wytrzymałościowych, na którym było możliwe przeprowadzenie prób statycznych dokonywanych na całych zespołach, jak na przykład skrzydło szybowca Sroka i Mucha Standard o konstrukcjach dźwigarowych oraz kadłubie szybowca Sroka o konstrukcji sklejkowo-podłużnicowej. Próby kadłubów szybowców Gil i Lis pozwoliły przebadać układ kratownicowy i skorup blaszanych. Prowadzono też szereg badań dotyczących zagadnień stateczności pokryć. W 1965 roku kierownictwo tego działu przejął inż. Alojzy Zemczak.

2. Próby statyczne statków powietrznych

Próby statyczne są podzielone na trzy odpowiednie grupy:

- sztywnościowe,
- wytrzymałościowe,
- funkcjonalne.

Te ostatnie są wykonywane wraz z próbami wytrzymałościowymi i wiążą się z fragmentem ich realizacji. W wyniku prób sztywnościowych zostaje określona rzeczywista sztywność konstrukcji. Jej wartość wyznacza maksymalną prędkość samolotu ze względu na możliwość wystąpienia drgań samowzbudnych skrzydeł, usterzenia i kadłuba. W przypadku, gdy otrzymana z prób sztywność

jest zbyt mała, stawiane są odpowiednie ograniczenia co do maksymalnej prędkości lotu. W związku z tym, że próby wytrzymałościowe mają bezpośredni wpływ na stan konstrukcji i ich efekty mogą wpływać na pomiary sztywności złożonych zespołów konstrukcji, próby sztywnościowe należy wykonywać w pierwszym etapie badań, przed próbami wytrzymałościowymi. Wymagane jest również, aby konstrukcja nie uległa zniszczeniu przy obciążeniach odpowiednio zwiększonych, zwanych niszczącymi, powstających w wyniku pomnożenia obciążeń dopuszczalnych, przez współczynnik bezpieczeństwa. Jego wartość jest zależna od wymagań konkretnych przepisów i najczęściej wynosi ona 1,5. W zakres prób funkcjonalnych wchodzi sprawdzenie funkcjonowania mechanizmów sterowania i swobody ruchów sterów i lotek w warunkach obciążeń dopuszczalnych na skrzydle lub usterzeniu.

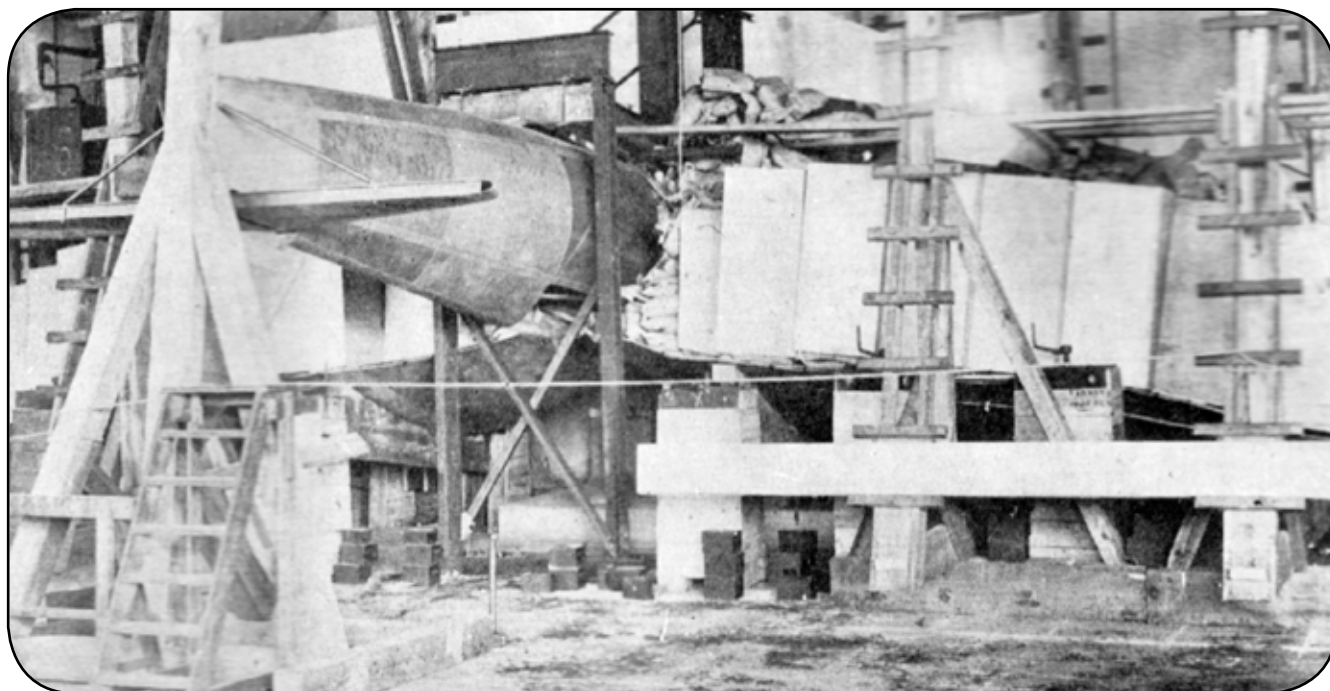
Pierwszym etapem statycznej próby wytrzymałościowej, jest tak zwane obciążenie wstępne. Jego wartość wynosi 40-60% obciążenia dopuszczalnego, co jest dla konstrukcji obciążeniem bezpiecznym, ale spełniającym zarazem istotne zadania. Jedno z nich polega na dopasowaniu do siebie wszystkich współpracujących ze sobą elementów, likwidacji luzów na połączeniach i tym podobne. Dzięki temu struktura pracuje prawidłowo i jest możliwa właściwa interpretacja wyników pomiarów. Drugim zadaniem jest sprawdzenie pracy urządzeń obciążających. Po osiągnięciu obciążenia wstępnego następuje stopniowe odciążanie do stanu zerowego obciążenia.

Kolejny etap prób to obciążanie do stanu dopuszczalnego, odciążanie do stanu zerowego i ponowne obciążanie, tym razem do 100% obciążenia dopuszczalnego. Przy tym obciążeniu następuje sprawdzenie, czy nie pojawiły się odkształcenia trwałe. Sprawdzenie to polega na porównaniu aktualnego stanu konstrukcji z jej stanem na tym samym poziomie obciążenia, w początkowej fazie etapu próby. Porównanie to dotyczy zarówno stanu wizualnego, jak i wartości odkształceń uzyskanych z pomiarów.

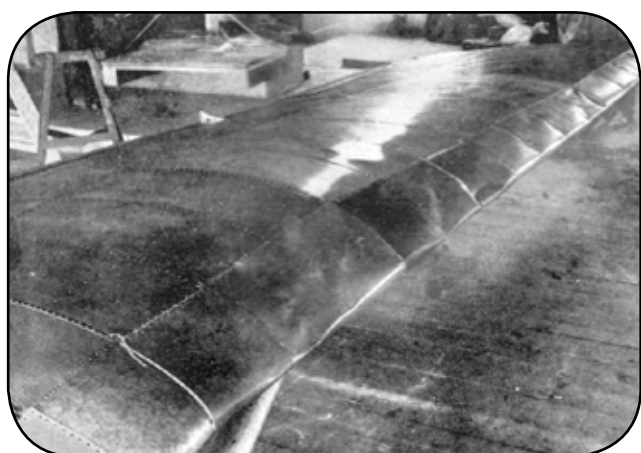
Przy obciążeniu dopuszczalnym działającym na płatewiec kontroluje się też pracę układów sterowania: sterów, lotek, mechanizmów i ich napędu. Muszą one w tych warunkach pracować bez zacięć mogących powodować niebezpieczne sytuacje w locie. W trzecim etapie próby obciążenie wzrasta stopniowo aż do obciążenia niszczącego, wynoszącego 150% obciążenia dopuszczalnego. W tym stanie konstrukcja musi być pozostawiona na czas około 3 s. Jeśli konstrukcja nie ulegnie zniszczeniu, następuje stopniowe odciążanie do stanu zerowego.

3. Sposoby realizacji prób statycznych

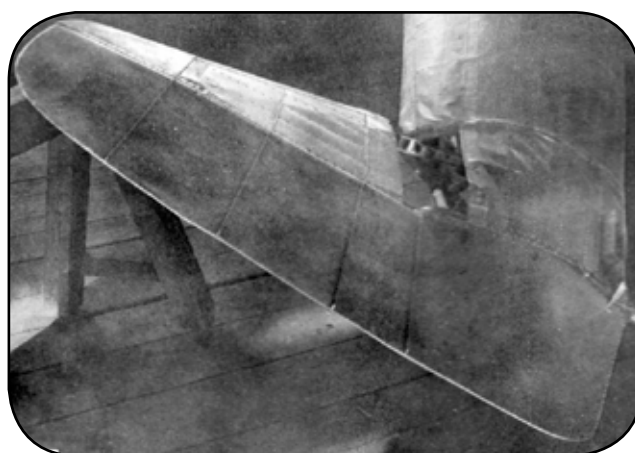
Przykładem próby statycznej jest próba samolotu PZL-11a z 1930 roku. Próby były uproszczone, ale też konkretne. Samolot był odwrócony do góry nogami, podpierany był za łożo silnika, fotel pilota, tudzież ogon. Na skrzydłach realizowane było zadane obciążenie, także wzdłuż cięciwy - za pomocą worków z piasków. Współczynnik niszczący skrzydła wynosił aż 18. Ciekawa jest budowa skrzydła tego samolotu. Jedyna gruba blacha, na



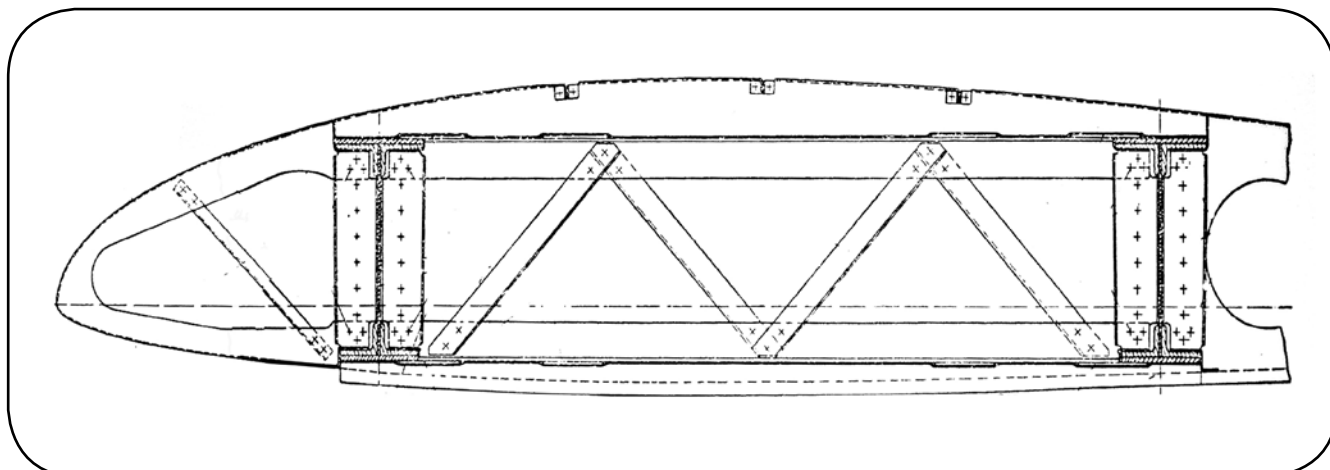
Rys. 3. Samolot PZL P-11a. Próba główna samolotu w 1930 r. Samolot jest położony na plecach. Widoczne worki z piaskiem ułożone na skrzydłach w specjalnych komorach. Fot. IBTL



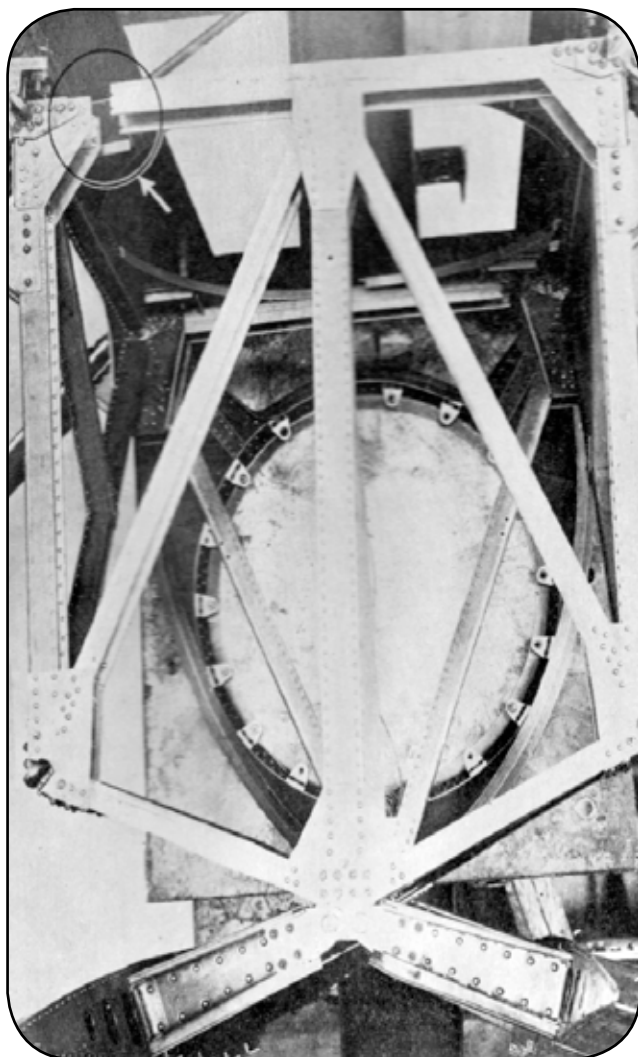
Rys. 4. Próba statyczna skrzydła - uszkodzone noski skrzydeł.
Fot. IBTL



Rys. 5. Próba statyczna usterzenia kierunku - widoczne pofalowanie pokrycia. Fot. IBTL



Rys. 6. Przekroj poprzeczny skrzydła samolotu PZL P-11. Widoczny kratowy dźwigar i „wiszące” pokrycie górne żebra



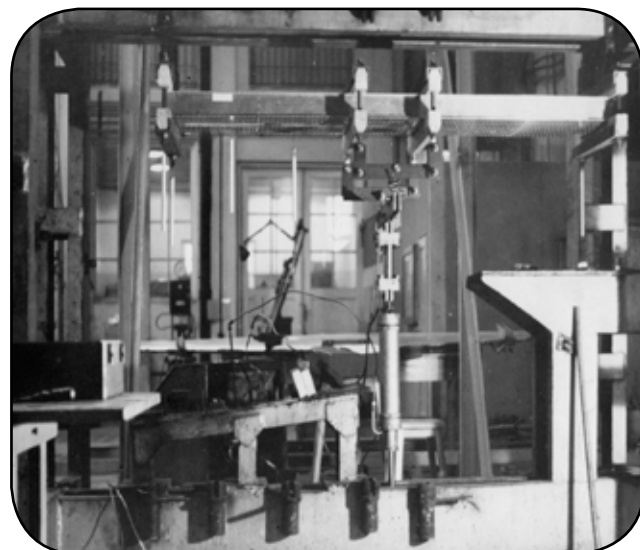
Rys. 7. Próba statyczna kadłuba – widoczne pęknięcia kratownicowej wręgi głównej. Fo.t IBTL

łuku, to jest blacha aluminiowa 1 mm. Poszycia rozwijalne były z blaszki 0.6-0.8 mm, poszycia ryflowane to blaszka grubości 0.4, 0.6 i 0.8 mm. Te blachy były nitowane do „nienormalnych” żeber, bo normalne żebro ma kontur górny, kontur dolny – wszystko w jednym kawałku, a tu – dwa dźwigary identyczne w przekroju, połączone dwoma ukośnikami. To wszystko chowało się w obrysie profilu skrzydła. Górny jego zarys to był kątowniczek z odgiętą półtecią, czyli zetownik, a dolny – zwykły kątowniczek, tylko dogięty do kształtu. Realizując na bieżąco zadane obciążenie, wymiarowane dopuszczalnym współczynnikiem bezpieczeństwa, łatwo jednak można było się pomylić. Worki z piaskiem często przesunęły się wzdłuż rozpiętości skrzydła. Taką samą metodą robili też próby statyczne samolotu RWD-10. Jak wspominał mi inż. Bronisław Żurkowski, przez przypadek zrobili kiedyś próbę niesymetryczną na próbę wyrwania, kiedy część worków zsunęła się na jednym skrzydle. Ta metoda z workami z piaskiem jest dobra, można mierzyć odkształcenia na bieżąco, ale ma jedną wadę. Próby nie można natychmiast zatrzymać w przypadku zauważanych niszczących. Tą samą metodą badano przed wojną oddzielnie też kadłub i inne elementy płatowca. Oczywiście metoda badania samo-

lotu za pomocą worków z piaskiem dziś odpada: jeśli coś pójdzie nie tak, to wszystko stracone. Grawitacja załatwi sprawę i nic nie będziemy mieli.

Inna metoda badań statycznych polega na tym, że normalnie na skrzydłach metalowych klei się tak zwane przylepce w miejscach sztywnych, czyli tam gdzie jest na przykład żebro. Przylepce wykonane są ze specjalnego, mocnego płótna i przytwierdzone do konstrukcji odpowiednim klejem. Za pomocą tak zwanego układu dźwigniowego z określonej grupy sił – ilości przylepców – otrzymuje się jedną siłę wypadkową. Układ dźwigniowy, dzięki odpowiednio dobranym ramionom dźwigni i wyważeniu, zapewnia rozłożenie wypadkowej siły na właściwe siły składowe. Zaprojektowanie układów dźwigniowych, zwłaszcza w dużych próbach statycznych, jest jednym z najbardziej żmudnych i pracochłonnych zajęć związanych z pracami przygotowawczymi do realizacji prób. W jego zakres wchodzi opracowanie koncepcji łączenia sił, w wyniku czego powstaje schemat układu, określenie geometrii, a następnie obliczenie sił we wszystkich cięgnach, momentów gnących w dźwigniach i dobranie odpowiednio do ich wartości przekrojów tych elementów i średnic sworzni. Przy dobieraniu przekrojów dźwigni należy dodatkowo brać pod uwagę możliwość ich wyboczenia. Układ dźwigniowy musi mieć odpowiedni zapas wytrzymałości w stosunku do przekazywanego obciążenia. Wszystkie zaprojektowane elementy układu zostają zestawione w zbiorczych wykazach, zawierających informacje potrzebne do ich wykonania, a odpowiednio opisany schemat układu jest podstawą do jego montażu. W próbach statycznych ważne jest też, aby przykładać moment rzeczywisty, a nie moment za pomocą siły od użytych cięgieł. W ten sposób łatwo jest oszukać nadzór.

Jeszcze innym sposobem wywarcia nacisku są obejmki. Ale obejmki nie są dobre, bo obejmka sama w sobie jest tak sztywna, że wymusi współpracę z konstrukcją. I wprowadzimy obciążenia większe, niż byśmy chcieli. Ponadto sztywne listwy przechodząc pod dźwigarem skrzydeł, mogą powodować dodatkowe odkształcenia konstrukcji.



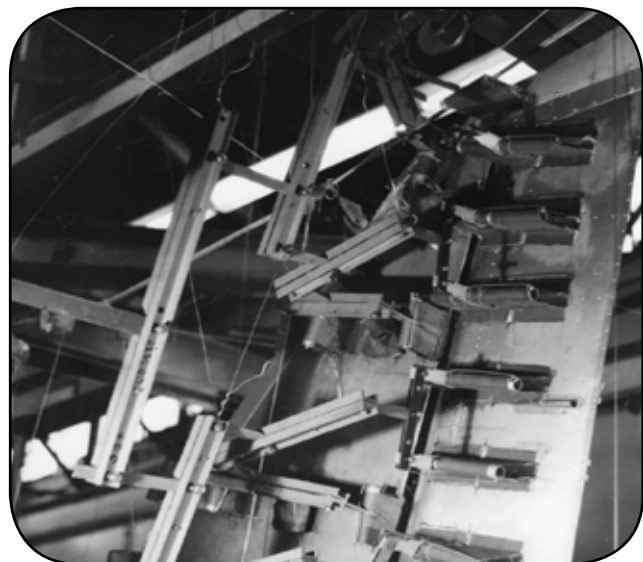
Rys. 8. Próba statyczna usterzenia poziomego samolotu – praca dyplomowa Jerzego Mularczyka. Fot. Jerzy Mularczyk



Rys. 9. „Przylepiec” na strukturze klapy. Fot. Jerzy Mularczyk



Rys. 10. Badanie łoża silnika. Fot. Jerzy Mularczyk



Rys. 11. Próba statyczna steru kierunku.
Fot. Jerzy Mularczyk



Rys. 12. Pofalowane pokrycie usterzenia kierunku.
Fot. Jerzy Mularczyk



Rys. 13. Liczne kable od tensometrów
w centroplacie samolotu Orlik. Fot. Jerzy Mularczyk



Rys. 14. Próba statyczna skrzydła- widoczne liczne
ceowniki układu dźwigniowego. Fot. Jerzy Mularczyk

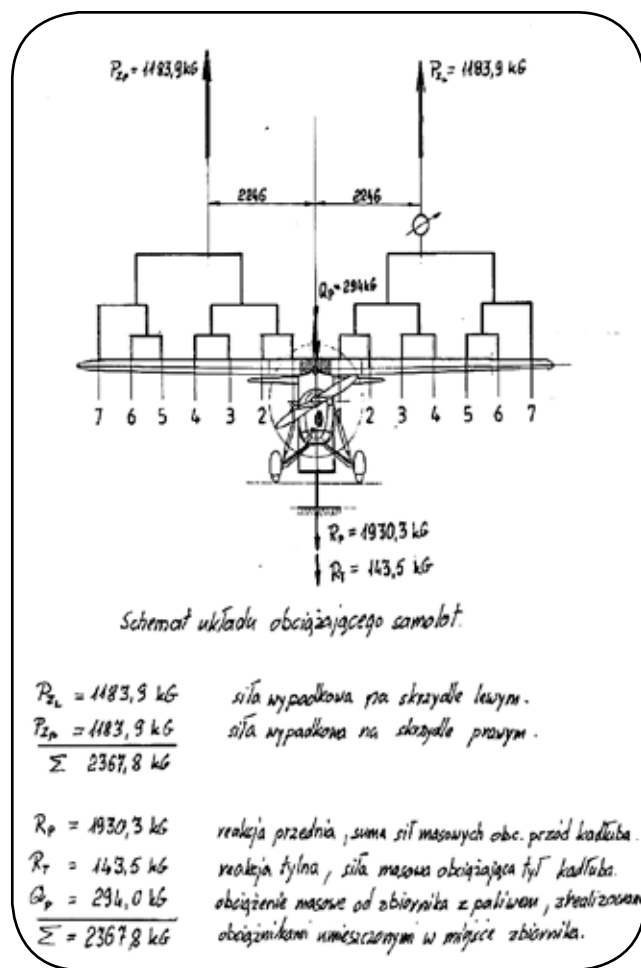
4. Inne przykłady prób

Pierwsza moja samodzielna praca, to było badanie samolotu PZL-130 Orlik - prototyp z silnikiem tłokowym. Program prób częściowo robiło biuro obliczeniowe inż. Andrzeja Frydrychewicza i koledzy z Politechniki: dr inż. Witold Błażewicz, Stanisław Danilecki i inni. Było to dla mnie dużym ułatwieniem. Założeniem było, że pierwsza próba jest do 100 %, a następna na 150%, czyli do pełnego obciążenia. Później były próby sztywnościowe. Przyszła chwila, że trzeba było wykonać próbę do 150%, aż do obciążeń niszczących. Gdy było 145 %, skrzydło uległo złamaniu. Zrobił się szum. Ale w papierach po sprawdzeniu, czy aby coś było źle policzone, było wszystko porządku. Postanowiono naprawić to skrzydło prowizorycznie, potocznie mówiąc „makietaować je” i ponownie poddać próbie. Niestety i ono uległo złamaniu. Trzeba było jednak skrzydło remontować. A jaka była przyczyna tego złamania? Po rozebraniu tego skrzydła mamy dwie ścianki, przednią i tylną, a pomiędzy nimi ścianka połączona z jakąś nakładką. Tego elementu nie było w dokumentacji. Okazało się, że w czasie budowy skrzydła na warsztacie wiertło się ześlizgnęło i trzeba było ponownie wierceć otwór po prowizorycznym zakryciu błędnego otworu tą nakładką. Stąd zabrakło tych 5 % do osiągnięcia wymaganych 150 %. Usterzenie poziome również sprawiło pewne kłopoty. Nie wiadomo dlaczego w budowie jego użyte podłużniczki, które usztywniają pokrycie, nie przechodziły przez żeberka, tylko się kończyły się przed nimi. W czasie próby w tym miejscu nastąpiło też częściowe uszkodzenie.

Potem były badania samolotu Orlik z silnikiem turbinowym, który miał większą masę. Jednak próby były prowadzone na samolocie ze słabszym silnikiem. W czasie tej próby „ukręciłem” tył kadłuba pomiędzy 8, a 9 wręgą. Okazało się, że struktura w tym miejscu nie była wzmocniona. A w budowie szła już seria. Konstruktor musiał więc jakoś wzmocnić ten ogon: pogrubiono więc blachy na tej ukłębionej wrędze, bez zmieniania geometrii – z uwagi na gotowe przyrządy montażowe /sic!/ – i pogrubiono pokrycie. W ten sposób następna próba już przeszła bez zastrzeżeń. Wniosek z tego, że lepiej próby robić na w miarę poprawnie policzonej konstrukcji, bez żadnych prowizorek, niż na szybko i potem już też szybko poprawiać.

Badałem też kilka łoż silnikowych i żadne łoż „nie poddało się”. Raz się zgięło, ale to dlatego, że nie wytrzymał element do którego było zamocowane.

Potem badałem samolot PZL-105 Flaming. Najpierw były próby sztywnościowe, potem próby urządzeń sterowniczych, w końcu próby statyczne kadłuba i skrzydeł. Próba była zrobiona do 100%, gdy samolot zaczął latać. Trzeba powiedzieć, że pierwsze loty, w związku z brakiem pełnego materiału informacyjnego z badań, muszą odbywać się przy pewnych ograniczeniach prędkości, mas i przeciążeń, wynikających z manewrów. Ograniczenia te są zdejmowane stopniowo, wraz ze stopniową realizacją coraz większego zakresu prób. Użytkowanie samolotu bez ograniczeń wymaga wykonania z pozytywnym wynikiem wszystkich przewidzianych w tym celu prób.



Rys. 15. Samolot RWD-5R – wyliczony układ dźwigniowy do przeprowadzenia próby statycznej skrzydeł. Rys. Jerzy Mularczyk

Podczas próby statycznej skrzydła, już na samym początku coś zaczęło się dziać. Przy ciągnięciu siłownikami to jest dobre, że w każdym momencie można próbę przerwać i uratować samolot. Dźwigiary skrzydeł dochodziły do wręgi kadłubowej, która była o przekroju z dużej omegówki. W płaszczyźnie symetrii samolotu między dwoma nitami łączącymi półeczkę z omegówki pokryciem skrzydła, owo pokrycie straciło stateczność. Skończyło się na wzmocnieniu i próba przeszła.

W badaniach tych stosowałem tensorowanie, czyli oklejanie poszczególnych części samolotu tensometrami oporowymi, gdzie na bieżąco miałem dane obciążeniowe wynikające z odkształcenia konstrukcji. Na początku było ich 8 sztuk, potem doszliśmy do 50 sztuk.

Tensometry reagują na zmianę długości małego odcinka na powierzchni badanego obiektu, będącego bazą pomiarową. Im mniejsza jest baza, tym bardziej wynik pomiaru jest zbliżony do wartości wydłużenia w punkcie. W praktyce badań statycznych konstrukcji lotniczych pomiary tensometryczne wykonuje się w jedno- i dwuosiowych stanach odkształceń, na powierzchni badanych konstrukcji, przy braku oddziaływań powierzchniowych. Kierunki odkształceń głównych mogą być znane lub nie. W zależności od tego stosuje się pomiar tensometrem pojedynczym lub rozetą tensometryczną, złożoną z dwóch lub



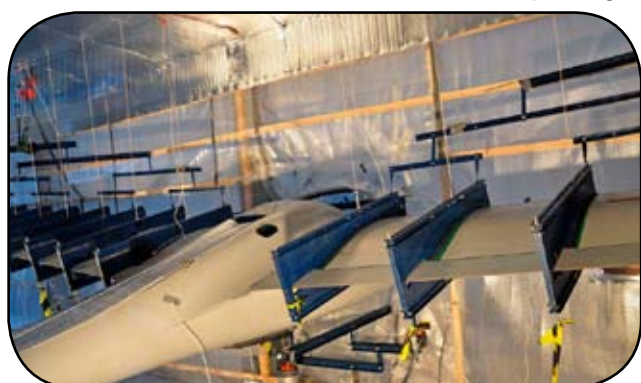
Rys. 16. Motoszybowiec AOS-71 podczas oblotu w Mielcu.
Fot. PW



Rys. 17. Motoszybowiec w Politechnice Rzeszowskiej – widoczna ogrzewana „klatka wytrzymałościowa”. Fot. Jerzy Mularczyk



Rys. 18. Próba statyczna skrzydła na wyrwanie – zdjęcie z lewej przed próbą i po prawej w czasie maksymalnego obciążenia. Fot. Jerzy Mularczyk



Rys. 19. Widoczne obejmy na skrzydłach motoszybowca.
Fot. Jerzy Mularczyk



Rys. 20. Skrzydło w czasie próby na ujemne przeciężenia.
Fot. Jerzy Mularczyk



Rys. 21. Próba statyczna steru kierunku w Politechnice Warszawskiej. Fot. PW



Rys. 22. Badanie usterzenia poziomego w Politechnice Warszawskiej. Fot. PW



Rys. 23. Wizualizacja komputerowa samolotu Flaris – montaż skrzydeł. Fot. Metal Master



Rys. 24. Samolot Flaris w specjalnej „klatce wytrzymałościowej” podczas prób statycznych. Fot. WAT



Rys. 25. Obejma na profilu usterzenia – pomiar naprężeń. Fot. WAT



Rys. 26. Próba statyczna skrzydła na wyrwanie. Fot. WAT



Rys. 27. Próba statyczna usterzenia poziomego – widoczne obciążenie. Fot. WAT



Rys. 28. Pomiar kąta skręcenia skrzydła. Fot. WAT

trzech tensometrów o różnych kierunkach pomiarowych. W technice pomiarowej znane są dwa rodzaje tensometrów: elektryczne rezystorowe - drucikowe i foliowe pracujące na zasadzie zmian oporu elementu pomiarowego wskutek wydłużenia i mechaniczne. W badaniach statycznych struktur lotniczych używa się wyłącznie tensometrów rezystorowych, ze względu na ich przydatność w tych badaniach i następujące zalety, jak małe wymiary, łatwość mocowania do konstrukcji i możliwość współpracy z aparaturą rejestrującą. Pomiar tensometryczny służy do wyznaczenia sił wewnętrznych w konstrukcji, w tym naprężeń normalnych głównych wraz z ich kierunkami i rozkładu tych naprężeń w strukturze; za ich pomocą mierzy się również siły, momenty gnące i momenty skręcające.

Dzięki nim obliczeniowcy mogli też w ten sposób na bieżąco weryfikować to z własnymi obliczeniami. Chodziło też o to, aby nadzorowi udowodnić, że ich model matematyczny jest dobry i pokrywa się z próbami. A to w tym celu, aby na przyszłość nie rozbudowywać nadmiernie programu prób, bo obliczenia są drogie, a próby są jeszcze droższe.

Ciekawą przygodę miałem też z samolotem PZL-112 Junior, czyli przeróbką Kolibrą na dwuosobowy. Robiłem próbę sztywnościową napędu steru wysokości. Ster wysokości został zablokowany i mierzyłem odkształcenia. Co naprężam, to kadłub mi się mocno „nadyma”. Co się okazało, konstruktor sobie ułatwił sprawę, nie chciał ruszać podstawowej kinematyki układu sterowania i tylko przybliżył cięgła sterowania, które weszły przypadkowo na wręgę. W ten sposób kadłub zaczął pracować.

Robiłem też próby statyczne podwozia samolotu PZL-104 Wilga i Wilga 2000. Ponieważ Wilga miała tak skonstruowane podwozie, że ruch koła na boki nie występował, można było po prostu samolot zrzucić z góry na dół na koła. Samolot został załadowany tak, aby miał masę maksymalną w locie. Przy zrzucie mierzyliśmy drogę środka ciężkości względem ziemi i występujące przyspieszenia. Mierzyliśmy chowanie się ugięcia amortyzatora,

siłę na łożysku amortyzatora, ugięcie pneumatyka i skok tego amortyzatora przy zrzucie. Inaczej nie dało rady. Do podczepiania samolotu użyliśmy zwykłego zaczepu szybowcowego, ale przy powtarzaniu tej próby, zaczep dawał ugięcie siły w bok i diabli brali całe doświadczenie. Musieliśmy zrobić inny specjalny zaczep. W ten sposób w końcu zrobiliśmy te próby pochłaniania energii.

Kolejnym był samolot amatorski AT-1 Tomasza Antoniewskiego. Pracowałem wtedy niejako na dwa etaty. Po pracy na Okęciu, jechałem na Bemowo, gdzie były wykonywane próby statyczne tego samolotu.

Następną próbą była pierwsza po wojnie zbudowana replika przedwojennego samolotu RWD-5R. Próby odbywały się w Bielsku-Białej.

Zdarzył mi się też jeden motoszybowiec który badałem, konstrukcji kompozytowej – dwumiejscowy AOS-71 Politechniki Warszawskiej i Politechniki Rzeszowskiej. Próba główna płatowca na wyrwanie była wykonywane w Politechnice Rzeszowskiej. Do jej wykonania użyłem obejm. Innym problemem do rozwiązania było to, że badanie jego wymagało nagrzania w czasie próbie do temperatur dużo wyższych od temperatury otoczenia. Znaną niedogodnością konstrukcji kompozytowych, jest duży spadek wytrzymałości mechanicznej w podwyższonych temperaturach. W przepisach budowy szybowców mamy zapis, aby wszystkie wymagania wytrzymałościowe dla konstrukcji kompozytowych spełnić w odpowiedniej temperaturze, minimum 54°C. W związku z tym musieliśmy zbudować specjalną komorę grzewczą, dosyć dużą, gdzie wykonywaliśmy te próby.

Ostatnie moje próby statyczne, w których brałem udział, to samolot odrzutowy Flaris, szybowiec PW-6A z kompozytów węglowych, oraz samolot dyspozycyjny Osa. Prace przy Osie zostały ostatnio znów wznowione i mają być zakończone oblotem tego samolotu w 2023 r.

Opracowanie tekstu na podstawie wykładu Autora podczas „Glassówki” w 2014 r.



Rys. 29. Samolot OSA podczas próby statycznej. Fot. Andrzej Mroczek

Szybowce Diana w opinii pilota

SEBASTIAN KAWA



Rys. 1. Szybowiec Diana 2 w locie w górach. Fot. Sebastian Kawa

1. Wstęp

Lata osiemdziesiąte dwudziestego wieku to okres szczytowych osiągnięć Szybowcowych Zakładów Doświadczalnych w produkcji wyczynowych szybowców. Jantary były bez wątpienia najlepsze w klasach standard i otwartej. Ich konstrukcja okazała się trwałą i do tej pory spotykamy je na wielu lotniskach świata. Niestety.

Z przyczyn politycznych, narzuconych nam przez ZSRR, straciliśmy możliwość odnoszenia sukcesów, bo zmuszono nas do bojkotu zawodów i protestów w ramach mistrzostw świata. W kolejnych latach okienko dominacji tych szybowców szybko się zamknęło, a kryzys i embargo na materiały strategiczne utrudniały powstawanie nowszych konstrukcji. Przewagę konkurentom dały szybowce budowane z niedostępnych dla nas kompozytów węglowych, oraz wprowadzenia nowej klasy - szybowców 15 metrowych. Polska odpadła z tego elitarnego grona. Przejście na technologie węglowe wymagało mobilizacji konstruktorów, pracowników i sporych finansów dla podjęcia nowego projektu. Mimo trudności, oraz niedoboru środków, powoli powstał projekt Diana, konstrukcji inżyniera Bogumiła Beresia, który przywracał SZD do grona topowych producentów. Po drodze, z powodu różnych trudności, szybowiec skurczył się z planowanych 21-24 m do szybowca klasy 15m. Jednak rozbudził ogromne nadzieje.

2. Szybowiec SZD-56 Diana 1

Na Dianie 1 nie miałem okazji latania, gdy rywalizowała o medale. Jedyne dostępne w Polsce egzemplarze

były zarezerwowane dla pilotów kadry narodowej. Była to konstrukcja różniąca się od innych niemal pod każdym aspektem. Zaskakującym był fakt, że nie wykorzystano maksymalnej masy do startu dostępnej dla klasy, bo dla zwiększenia doskonałości konstruktor zdecydował się na zwężenie skrzydła. W ten sposób zwiększył wydłużenie. Przy tak małym i wąskim skrzydle normalna w klasie masa 525 kg powodowałaby niespotykane wówczas obciążenia powierzchni skrzydła i problemy przy starcie, holu, oraz w krążeniu. Szybowiec nie spełniłby wymogów minimalnych prędkości do certyfikacji. Było to finezyjne podejście w przeciwieństwie do podnoszenia masy u innych.

Szybowiec nie miał klasycznego dźwigara. Siły rozprowadzono po usztywnionej laminatowymi falami trójwymiarowej skorupie nośnej skrzydła. Z kadłuba wystają wklejone na stałe kikuty dźwigara/łącznika, co dało dodatkowo kilka kilogramów oszczędności masy. Leżąca pozycja pilota, którą jako innowację wprowadzono w szybowcach Foka, została tu skopiowana, a wyjątkowo mała powierzchnia kadłuba, wąska belka ogonowa, były i są do tej pory unikalnymi cechami tej konstrukcji.

Diana 1 debiutowała na zawodach w Teksasie w 1991 r., gdzie latał na niej Mariusz Poźniak zajmując 21. miejsce. Następnie nasi zawodnicy walczyli na tych szybowcach w Borlange w Szwecji w 1993 r. Janusz Trzeciak wywalczył 7. miejsce, a Franciszek Kępka ukończył zawody na 24. miejscu. Trudna sytuacja zakładu, opóźnienia, brak treningu i zła współpraca z szybowcową kadrą narodową nie wpływały dobrze na wyniki. Zawodnicy mieli kłopoty z szybowcem i trudno powiedzieć, czy faktycznie Diana 1 nie zasługiwała na medal w swoim czasie, czy był to wynik gorszej dyspozycji pilotów i złego przygotowania do zawo-

dów. Ostatecznie nie znam faktu, aby sprawdzono osiągi Diany 1 w lotach porównawczych skrzydło w skrzydło z szybowcem wzorcowym, co współcześnie jest uważane za najlepszy sposób takiej oceny. Opadanie własne nowoczesnych szybowców jest małe, więc nawet powolne ruchy dużych mas powietrza, rzędu kilku cm/s, są proporcjonalnie duże do mierzonych wartości. Latając jednym szybowcem trzeba wykonać wiele lotów aby statystycznie wyeliminować błędy w wynikach. Dick Johnson w USA pomierzył z pomocą klasycznych metod osiągi Diany 1. Wyliczył je jako najlepsze wśród szybowców o rozpiętości do 15m. Nie ocenił jednak własności w krążeniu, które są bardzo istotne i stanowią jedno z niewielu pól na których można jeszcze uzyskać poprawę. „Jedynka” powstała na bazie nieznacznie zmodyfikowanych ogólnodostępnych profili skrzydeł. Nowe opracowania są już tajemnicą konkurencyjnych firm.

2. Szybowiec SZD-56-2 Diana 2

Przełomem stał się szybowiec Diana 2, który dzięki opracowaniom profesora Krzysztofa Kubryńskiego otrzymał nowe skrzydła. Były one oparte na własnej, eksperymentalnej koncepcji co do możliwości stabilizowania przepływu laminarnego na skrzydle. W czasie, gdy szybowiec powstawał, nie było możliwości sprawdzenia efektów w badaniach tunelowych. Potrzebny byłby tunel z laminarnym przepływem powietrza, który odtwarzał faktyczne warunki w swobodnym locie. Dopiero po powstaniu szybowca, który już sam udowodnił swoją jakość, profile zba-

dano i potwierdzono ich własności. Prof. Kubryński po analizach wielu lotów zawodniczych wykazał, że dobrym sposobem na poprawę średnich prędkości podczas zawodów jest polepszenie własności szybowca w czasie krążenia. Okazało się, że optymalny profil oprócz dużego współczynnika siły nośnej powinien mieć stały przyrost tego współczynnika w krytycznych zakresach kątów natarcia - charakterystycznych dla krążenia. Nie miały tego ówczesne profile. Niektóre szybowce cechował wręcz okresowy spadek siły nośnej w takich sytuacjach. Profile tradycyjne na dużych kątach tracą stopniowo część siły nośnej z powodu zaburzenia przepływu laminarnego na górnej powierzchni. Jeżeli ten spadek i przesuwanie się turbulentnego bąbla w przód jest w pewnych zakresach gwałtowne, to przeważa nad przyrostem siły nośnej generowanej przez przednią część profilu. Suma tych efektów daje okresowy spadek współczynnika siły nośnej C_z . Szybowiec napotykając podmuch opada i rozpędza się, a to powoduje poszerzenie krążenia. W profilach KL do Diany 2 udało się wyeliminować ten efekt, dzięki czemu szybowiec zyskuje więcej wysokości w turbulentnych prądach wznoszących i może w nich ciaśniej krążyć. Stwarza to możliwość wykorzystania silniejszych wznoszeń w rdzeniu komina. Diana 2 jest też dzięki temu bezpieczniejszym szybowcem, a to zdecydowanie poprawia jakość latania w górach przy skalnych przeszkodach. Profile Kubryńskiego okazały się strzałem w dziesiątkę i Diana 2 do tej pory ma najlepsze osiągi w klasie 15m.

Diana 2 miała swój debiut w 2005 r. Janusz Centka wywalczył w Rayskali srebrny medal mistrzostw Europy, a ja złoty podczas pierwszych mistrzostw świata w wyści-



Rys. 2. Szybowiec Diana 2 w Chile w 2009 r. Fot. Sebastian Kawa

gach szybowcowych. Rozgrywano je we wrześniu w Alpach Francuskich według reguł Grand Prix. Nie obyło się bez dramatycznych przygód, bo przed wyjazdem do Francji nie miałem możliwości wykonania ani jednego przelotu, a nawet startu z balastem wodnym, gdyż Janusz przygotowując się do zawodów zajmował szybowiec w letnim sezonie. W Lesznie doszło też do niefortunnego cyrkla przy starcie i na kilka tygodni Diana 2 musiała wrócić do zakładu na sklejenie kadłuba.

Diana obciążona maksymalnie wodą ma niskie położenie końcówek skrzydeł przy starcie. Wymaga to bardzo starannego utrzymania ich poziomo dla uniknięcia przelewania wody balastowej. Niestety. Pomocnicy w obawie przed opadaniem skrzydła wymyślili sposób wypuszczania szybowca we dwójkę - podtrzymując oba skrzydła. Powodowało to, że żaden nie był pewien czy woda się przelewa, czy jest to siła wywierana przez trzymającego drugie skrzydło. Utrudnieniem była też niewielka moc samolotów holujących. Zanim wypracowaliśmy właściwą metodę startu, miałem dużą dawkę emocji, a obserwatorzy rozrywki przy obserwacji tańczącego po lotnisku szybowca.

Mimo to, po tygodniu eksperymentów i zapoznawania się z rejonem zawodów, już w pierwszej konkurencji zacząłem prowadzić wyścig. Zauważyłem w górach rozbitą szybowiec. Zainicjowałem podjęcie akcji ratunkowej nadając przez radio komunikaty i znakując miejsce wypadku krążeniem. Okazało się to niepotrzebne, bo akcję już przeprowadzono, lecz zapomniano nas o tym poinformować. Wyścigu nie przerwano, a ja spadłem na koniec stawki. Mimo to zdołałem prześcignąć peleton. Na ostatnim boku przekonałem się o doskonałych właściwościach Diany 2. Krótko przed metą wyprzedziłem dwóch wiodących zawodników,

Petra Krejcirika i Erica Napoleona. Wygrałem wyścig, chociaż nie miałem w tej konkurencji pełnego balastu wodnego z powodu trudności przy starcie, a Diana okazała się bardzo szybkim szybowcem.

I tak zaczęła się jej regularna dominacja, oraz seria zwycięstw wypisywanych skrupulatnie na stateczniku pionowym. W sumie z pomocą Diany 2 wygrałem 9 zawodów o randze mistrzostw świata, 4 razy mistrzostwa Europy, oraz zdobyłem w Turynie złoty wawrzyn światowych Igrzysk Lotniczych. Większość z tych sukcesów odniosłem w górach. Na listę pilotów którzy z pomocą Diany wygrali mistrzostwa świata wpisał się jeszcze Janusz Centka w 2006 r. i Stefan Giorgio w 2010 r., a po obcięciu końcówek Włosi skutecznie rywalizowali na Dianach w klasie 13,5m, oraz E-glide z dodanym silnikiem FES.

Zaletą Diany 2 jest lekka konstrukcja, która w zależności od ilości balastu daje ogromny zakres obciążeń, oraz możliwość dostosowania szybowca do mocnych i słabych warunków. Diany są około 70 kg lżejsze od porównywalnych konstrukcji. Ponadto szybowiec charakteryzuje duża zwrotność, mała bezwładność lekkich skrzydeł i wspinała cechy aerodynamiczne profilu, doceniane nie tylko przez topowych zawodników, ale również przez tych, którzy wolą latać bez balastu.

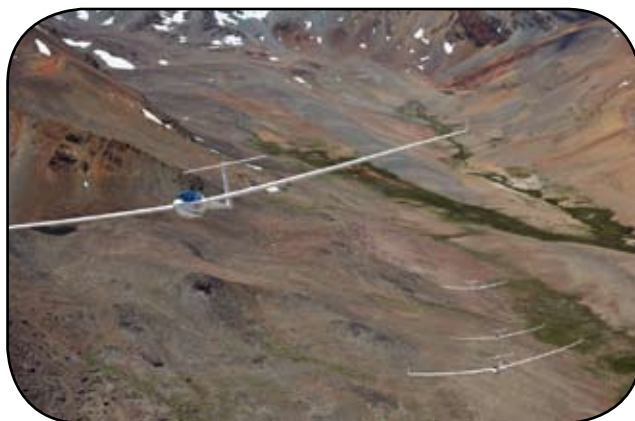
W takiej konfiguracji szybowiec jest wyjątkowo lekki, zwrotny i łatwy do sterowania. Daje to komfort w górach, gdzie kominy są z reguły węższe. W trudnej sytuacji chroni przed niebezpiecznymi niespodziankami, co osobiście doceniałem wiele razy patrząc na zawodników w szybowcach, które w podmuchu mogą się obniżyć w sposób niekontrolowany. Bez balastu wodnego Diana 2 jest najlepiej krążącym szybowcem wyczynowym i można się obrócić



Rys. 3. Szybowiec Diana 2 we Włoszech w 2009 r. Fot. Sebastian Kawa



Rys. 4. Autor udziela wywiadu telewizyjnego podczas zawodów. Fot. Sebastian Kawa



Rys. 5. Pościg szybowców za Dianą 2. Fot. Sebastian Kawa

przystawiając wokół własnego ogona. Dodany do Diany silnik FES przysporzył klientom ceniących sobie niezależność i zabezpieczenie przed lądowaniami w terenie przygodnym. Diana 2, choć nieoficjalnie, jest w stanie wystartować z użyciem swojego silnika elektrycznego nawet z pełnym balastem wodnym. Mimo upływu 18 lat ma nadal mocną pozycję w klasie 15m. W kręgach szybowników z radością przyjęliśmy fakt, że firma Avionic przejęła tę konstrukcję i będzie ją nadal rozwijała.

Na przestrzeni ostatniego dziesięciolecia dokonał się skokowy rozwój technologiczny, a szybowce o rozpiętości 18 m stały się najbardziej pożądaną klasą. Stanowią dobry kompromis pomiędzy osiąganymi a zwrotnością i łatwością obsługi. Są to szybowce na tyle duże, że zamontowanie dodatkowego stałego balastu w postaci silnika nie ogranicza ich możliwości w zawodach.

3. Wersja rozwojowa Diany 2

Historia kolejnego projektu, Diany 3, to przykład współpracy entuzjastów z Polski i Czech, oraz naszego aerodynamika. Ostatecznie projekt Diany 3 został zakupiony przez firmę Avionic i ten poligon był sukcesem. Szybowiec wyprodukowano, oblatano. Odniósł on sukcesy w zawodach. Zwyciężyłem na nim w mistrzostwach Europy w 2019 r. oraz w wielkich zawodach międzynarodowych FCC Gliding w Prievidzy. Jednak minęło już wiele lat od czasu projektowania „trójki” i można to zrobić lepiej. Obecnie najbardziej oczekiwanym wydarzeniem w naszym środowisku jest pierwszy lot szybowca Diana 4ER.

Avionic nie jest jedyną polską firmą, która w ostatnim czasie podjęła rękawicę opracowania nowego szybowca. Przykładem jest ultralekki Axel, czy szybowiec GP-14 w kategorii Urządzenie Latające 13,5m, oraz 15-metrowa GP-15 Jeta Grzegorza Peszke. Jednak jedynie Avionic podjęła się tak wielkiego projektu w klasie topowych konstrukcji. Diana 4 będzie miała elektryczny napęd umożliwiający samodzielny start. Po raz pierwszy od czasu Jantara 2B, polski przemysł może wrócić do elity producentów „superorchidei”. Trzeba tutaj zaznaczyć, że koncepcja aerodynamiki profesora Kubryńskiego, który również pracuje przy



Rys. 6. Autor przy ogonie Diany 2 z wypisanymi trofeami. Fot. Sebastian Kawa

Wiosna za pasem, czyli jak przygotować szybowiec do sezonu lotnego

MICHAŁ OMBACH



Rys. 1. Majowa pogoda na loty Muchą. Fot. Michał Ombach

Halny, który dmuchnął z nienacka, wytopił w mig resztki śniegu w dolinach Beskidów. Co prawda, w wyższych partiach gór i na Podhalu wciąż panują znakomite warunki narciarskie, jednak poniżej poziomu „regła” zima jest w odwrocie. Widząc zmiany zachodzące w przyrodzie, nie mamy już wątpliwości, że wiosna za pasem. Chwiejne masy powietrza ruszyły znad południowo-zachodniej Europy, wypierając mroźną zimę coraz dalej na wschód. Za chwilę zacznie się pogodowa huśtawka przedwiośnia, z wyraźnie dłuższym dniem i operującym coraz intensywniej słońcem. Na błękitnie rozwiną się pierwsze dorodne cumulusy...

Zaczynamy więc częściej spoglądać w niebo. W Internecie trwa dyskusja nad zagadnieniami technicznymi dotyczącymi naszych, zimujących w przyczepach, hangarach i wiatach szybowców. Kto ma możliwość powinien pomyśleć o pracach przedsezonowych. Zanim bowiem wytoczymy nasze maszyny na start, warto o nie zadbać najlepiej jak to możliwe.

Weryfikacja techniczna powinna postępować równolegle z aktualizacją dokumentów zdatności do lotu. Pamiętajmy, że nawet najlepiej przygotowane statusy obsługowe, zestawienia biuletynów czy podzespołów o ograniczonej żywotności, nie wpłyną na bezpieczeństwo eksploatacji szybowca, jeżeli fizycznie przeglądy i prace nie zostaną wykonane.

Przepisy oraz instrukcje narzucają określone zasady wykonywania przeglądów i prac obsługowych. Kwintesencją tych regulacji, jako dokument, powinien być dobrze opracowany „Program obsługi technicznej”. Nie, nie na sztukę dla kontrolującego inspektora, ale aby nas

samych uświadomić, o co w tej obsłudze chodzi. Prace możemy zlecać certyfikowanej organizacji Part 145, Part M/F i od niedawna Part CAO. Lub, jeśli nasz szybowiec nie lata w szkoleniu ani go nie podnajmujemy zarobkowo – mechanikowi z licencją. W pewnym zakresie uprawnieni jesteśmy wykonać i poświadczyć obsługę sami.

Minimum do zrobienia przed sezonem lotnym zawarte jest we właściwej Instrukcji obsługi technicznej (Terminarzu prac okresowych) szybowca, ale także w instrukcjach zabudowanego na nim osprzętu (zaczepy, pasy, przyrządy, elektronika). W celu sprawdzenia aktualności danych obsługowych (jak aktualność instrukcji, nowe publikacje serwisowe) konieczne należy zaglądać na strony internetowe właścicieli certyfikatów typów (TCH), gdzie zazwyczaj znajdują się zestawienia mających zastosowanie biuletynów, listów serwisowych, informacje o zmianach do instrukcji a czasem nawet – kopiowane ze stron nadzorów lotniczych – dyrektywy zdatności. Tych ostatnich szukamy na stronach EASA oraz nadzorów krajowych.

Zwróćmy uwagę, że kalendarz obsługi planowej szybowca zawiera różne pozycje, jak np. prace 50 czy 100 godzinne, roczne, konieczność weryfikacji przyrządów pokładowych, zaczepów, linek... Niektóre poziomy prac można połączyć ze sobą. Dla szybowców „SZD”, dla których pozostały obowiązujące prace „przed sezonem”, warto rozważyć ich wykonanie w ramach przeglądu rocznego.

Niezależnie od zadań planowych, niezbędne mogą okazać się dodatkowe czynności, nie wynikające z harmonogramu obsługi (tzw. obsługa nieplanowa). Staranna weryfikacja struktury płatowca, mechaniki napędów oraz

wyposażenia, może wykazać konieczność usunięcia usterek (albo chociaż aktualizacji bazy danych np. dla FLARM, bez czego ten nie będzie działał), które pojawiły się w wyniku składowania szybowca przez okres zimy.

Do najczęstszych należeć będą:

- ubytki lakieru, wgniecenia i spękania poszycia,
- rozklejenia i rozwarstwienia struktury (te drugie spowodowane zamrażaniem skroplin/wody i rozrywaniem laminatu/drewna od środka),
- korozja elementów metalowych,
- pęknięcia pleksiglasu,
- uszkodzenia struktury oraz wyposażenia w wyniku obecności gryzoni!

Szczególnie ostrożnie podchodzimy do „garażowych” poprawek lakierniczych, podmalowywania czy oklejania szybowca. Nawet niewielkie reperacje dowolnej powierzchni sterowej (steru wysokości, steru kierunku, lotki), prowadzić będą do zmiany tzw. momentu przewieszenia, a w konsekwencji do wzrostu momentu niewyważenia steru. To potencjalnie niebezpieczne, objawić się bowiem może podczas lotu drganiem samowzбудnymi konstrukcji: buffetingiem lub nawet flutterem. Warto sobie uświadomić, że właśnie zjawiska aeroelastyczne są często przyczynami ograniczeń warunków eksploatacji (jak prędkości V_{NE} , V_{RA} , V_A). A nie wytrzymałość strukturalna. Właściwe wyważanie sterów ma bezpośrednie powiązanie z bezpieczną eksploatacją szybowca!

Jeżeli mamy zastrzeżenia co do wykonanych (lub obawiamy się samodzielnych) napraw struktury bądź podejrzewamy, że takową przeprowadzono w sposób wątpliwy (np. zastanawiają nas ślady po ciężarkach wyważających

na noskach lotek po ich zdemontowaniu oraz w okolicy zawieszenia steru kierunku), powierzmy nasz szybowiec fachowcom.

Naprawy kompozytu są bardzo złożone i mogą być dla niewprawnego amatora, który ma zrobić je po raz pierwszy, trudne. Wymagają także szczególnych warunków środowiskowych. Jeżeli nie mamy doświadczenia, zacznijmy od przestudiowania rozdziału Instrukcji obsługi technicznej (IOT), względnie Instrukcji napraw, jeśli istnieje. Znajdziemy tam informacje o technice i technologii, warunkach wykonania, w tym doborze gramatury i struktury tkanin, mieszaniu żywicy, stosowaniu wypełniaczy, przygotowaniu struktury, warunkach utwardzania kompozycji i jej dalszej obróbki. Nie porywajmy się z motyką na słońce, zacznijmy od napraw drobnych ubytków laminatu w miejscach gdzie konstrukcja jest nieobciążona. Unikajmy a przynajmniej skonsultujmy z bardziej doświadczonymi, wspomniane już naprawy powierzchni sterowych – zanim się do nich dobierzemy.

W przypadku elementów metalowych kategorię wstrzymajmy się od naprawy połączeń spawanych. W 99% zepsujemy to co już jest, a narazimy jeszcze sąsiadujący z metalem kompozyt (czy drewno) na zniszczenie. Spawanie elementów stalowych, zazwyczaj ze stali 30HGS (polskie szybowce) lub CrMo4 (zachodnie) wymaga bardzo wysokich umiejętności w metodzie TIG i osłonie Argonu.

Zanim zdecydujemy się na zabawę z przełączaniem przyrządów ciśnieniowych, zrozummy różnice pomiędzy ciśnieniem statycznym a całkowitym, nauczmy się jak działa prędkościomierz i o co chodzi w kompensowaniu wariometrów (w tym wariometru energii całkowitej z wykorzystaniem KWEC). Umiejętności te są bardzo przy-



Rys. 2. Majowe loty Bocianem w Weremieniu. Na ziemi szybowiec SZD-54-2 Perkoz. Fot. Michał Ombach

datne, zwłaszcza gdy chcemy zabudować kolejny przyrząd lub zmienić sposób podłączenia wariometru z kompensatora membranowego na rurkę k-1.

Przyrastająca ilość prywatnych szybowców i – mimo wszystko – postępująca liberalizacja przepisów obsługowych, przyczyniają się do coraz częstszych przypadków nierzetelnie lub niefachowo wykonanych napraw. Zdarza się, że towarzyszą temu fikcyjne zapisy obsługowe (np. protokoły ważenia i wyważenia powierzchni sterowych, zawyżone masy załadunku w kabinie). Wystrzegajmy się takich praktyk, bo prędzej niż później ujrzą one światło dzienne, a mogą narobić mnóstwo kłopotu.

Warto, przed sezonem, przysiąc do lektury Instrukcji obsługi technicznej szybowca a przeglądając biuletyny zatrzymać się na tych, które określono jako „powtarzalne”. W jakim zakresie dotyczą one naszego sprzętu? Czy rozumiemy przyczyny wydania i techniczną stronę ich realizacji? I – przede wszystkim – czy zdajemy sobie sprawę z potencjalnych skutków niedopełnienia wymagań?

Realizacja biuletynu lub listu serwisowego (SB, SL) niepopartego dyrektywą zgodności (AD), pozostaje w gestii użytkownika sprzętu. Biuletyn wydawany jest przez producenta (w przypadku szybowca jest nim zazwyczaj TCH – właściciel certyfikatu typu), zaś dyrektywa – przez Nadzór Lotniczy. Jednak to producent najlepiej zna produkt. Warto zatem dwa razy się zastanowić czy odstępianie od wykonania SB, a takie prawo mamy gdy nie ma AD, jest rzeczywiście zasadne? Argument „nie wykonuję bo nie muszę”, coraz częściej artykułowany podczas przedłużania zgodności do lotu z udziałem inspektora, z pewnością nie jest merytoryczny.



Rys. 3. Jezioro Myczkowskie w Bieszczadach wiosną. Fot. Michał Ombach

Osobną kwestią pozostaje wyposażenie, które powinno być kontrolowane – na szybowcu a czasem po wybudowie: zaczepy, pasy pilota, przyrządy, elektronika. Starajmy się zrozumieć podstawowe zasady działania przyrządów pneumatycznych, warunki zabudowy i pracy zaczepów szybowcowych. Nie podchodźmy bezkrytycznie do komputerów pokładowych – to my, nie komputer odpowiadamy za bezpieczeństwo lotu. Naszego ale także innych użytkowników przestrzeni, których jest coraz więcej. Takie podejście podniesie nam komfort latania, wzrośnie nasza wiedza, a przy okazji świadomość potencjalnych zagrożeń.

Pamiętajmy, że do zdarzenia lotniczego dochodzi zazwyczaj w wyniku nałożenia się kilku czynników („okoliczności sprzyjających”), zaistniałych poprzez działanie człowieka lub/oraz warunków w jakich przyszło mu operować (patrz teoria *J. Reasona*). Pierwsze loty w sezonie (zazwyczaj po wielomiesięcznej przerwie) oraz niedopatrzania techniczne w szybowcu po okresie przestoju, to właśnie jedne z takich okoliczności. Latajcie bezpiecznie!



Rys. 4. Pierwsze loty w sezonie – trawa jeszcze niewysoka. Fot. Michał Ombach



Szybowiec SZD-56-2 Diana 2 w locie. F. Fot. Sebastian Kawa