

TECHNIKA

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

AVIATION AND SPACE TECHNOLOGY

2
2025



Drodzy Czytelnicy!

Tegoroczny drugi numer TLiA rozpoczynamy od wspomnienia postaci tragicznie zmarłego pod koniec sierpnia br. pilota wojskowego mjr. Macieja „Slab” Krakowiana. Trzydziestopięcioletni major zakończył życie tak nagle i niespodziewanie, że do dziś trudno się z tym pogodzić. Jego samolot F-16 rozbił się podczas prób do pokazów Air Show w Radomiu. Miało to być huczne święto lotnictwa, skończyło się odwołaniem całej imprezy i wielkim dramatem dla rodziny majora, a także całego polskiego środowiska związanego z lotnictwem. Choć dziś, w obliczu tragicznego wypadku, wszyscy miłośnicy awiacji z pewnością słyszeli o mjr. „Slab” Krakowianie, chcemy, by to nazwisko zachowało się w pamięci czytelników na dłużej. Dlatego też ślad po tym wybitnym pilocie, pośmiertnie awansowanym do stopnia podpułkownika, zostawiamy na łamach naszego numeru.

*W imieniu Redakcji
dr Elżbieta Nazaruk
Wydawnictwo Politechniki Lubelskiej*

Samolot z okładki

Jarosław Pytka

Samolot F8L Falco został zaprojektowany przez włoskiego konstruktora Stelio Fratiego w roku 1955. Łącznie wyprodukowano 90 egzemplarzy, początkowo w zakładach Aviamilano, następnie w amerykańskiej firmie Aeromere, a wreszcie u włoskiego producenta Laverda. Drugie życie samolotu Falco rozpoczęło się dzięki tytanicznej pracy amerykańskiego inżyniera Alfreda Scotta, który, tworząc przedsiębiorstwo Sequoia Aricraft Ltd., podjął się przekonstruowania płatowca i dostosowania go do wysokich wymogów, w celu uzyskania certyfikatu „Experimental”. Certyfikat ten umożliwił konstruktorom-amatorom budowę samolotu na podstawie dokumentacji oraz zestawów prefabrykowanych. I właśnie opracowanie kompletnej dokumentacji technologicznej, liczącej ponad 300 bardzo dokładnych rysunków wykonawczych stało się opus magnum Alfreda Scotta. W latach 1982–2014 sprzedano setki kompletów dokumentacji oraz zestawów prefabrykowanych, co zaowocowało powstaniem ponad 100 samolotów. Falco to maszyna niezwykła. Dzięki bardzo dobrym własnościom pilotażowym oraz niepowtarzalnemu stylowi, jest określany jako „Ferrari of the air”. Jednakże powodem, który sprawił, że Falco trafił na okładkę bieżącego numeru TLiA jest jego konstrukcja, a ściślej – materiał, z którego budowany jest płatowiec. Chodzi o drewno, zarówno w czystej postaci – listew świerka sitkajskiego, jak i prefabrykowanej – sklejki brzozonej. Od kilkunastu lat słyszymy coraz więcej na temat ochrony środowiska, ekologii, zeroemisyjności. Dotyczy to również lotnictwa, tym bardziej, że latanie jest bodaj najbardziej energochłonną formą przemieszczania się. O ile typowy samochód osobowy wymaga napędu o mocy

rzędu 40 kW, to 4-miejscowy samolot potrzebuje co najmniej 120 kW. A jeszcze większa moc potrzebna jest do „ulotnienia” czteroosobowego śmigłowca. Zatem w walce o czyste niebo poszukuje się nowych lub modyfikuje istniejące systemy napędowe. Stąd coraz śmielsze próby z silnikami elektrycznymi, układami hybrydowymi lub systemami rekuperacji. Ale obciążenie środowiska nie pochodzi tylko od spalin powstałych w trakcie lotu. W bilansie ogólnym należy także uwzględnić zapotrzebowanie energetyczne wynikające z procesów wytwórczych. Ślad węglowy dotyczy w dużym stopniu przetwórstwa metali oraz innych materiałów konstrukcyjnych. Właśnie dlatego francuska firma Aura Aero rozpoczęła produkcję rodziny samolotów Integral, wykorzystując drewno jako materiał konstrukcyjny skrzydeł. Gdy patrzy się na historię lotnictwa, nic w tym nowego czy innowacyjnego, wszak pierwsze samoloty budowane były głównie z drewna. Z drugiej strony zwrot poważnych firm w stronę natury może być impulsem dla innych, szczególnie produkujących małe samoloty czy elementy zespołu napędowego (śmigła bądź podzespoły strukturalne – np. podłogi, przegrody, wykończenia) do poważnego rozważenia, czy jest to właściwa droga. Oby nie okazało się, że powrót do drewna jest tylko chwilowym ukłonem w stronę regulacji prawnych, wynikających z nierzadko utopijnych założeń co do ograniczeń emisji. Znacznie lepiej jest, gdy producenci kierują się pragmatycznym podejściem, a jednocześnie przyświeca im szczerą chęć ochrony przyrody motywowana czymś więcej niż przepisy prawa.

TECHNIKA lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

AIRBORN AND SPACE TECHNOLOGY



POLITECHNIKA
LUBELSKA



WYDAWNICTWO
POLITECHNIKI
LUBELSKIEJ

Wydawca:

Politechnika Lubelska

ISSN: 2720-4340

e-ISSN: 2957-1049

Adres redakcji:

ul. Nadbystrzycka 36, pok. 604, 20-618 Lublin

Nakład: 100 egz.

Redaguje zespół:

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

Redaktor naczelny

Jarosław Pytka, j.pytka@pollub.pl

Wydawnictwo Politechniki Lubelskiej:

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

Rada programowa:

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

Członkowie:

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

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

Wskazówki dla Autorów:

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

Informujemy potencjalnych Autorów, że LUT PH jest internetowym systemem redakcyjnym typu Open Journal System, który umożliwia dwustronną komunikację między redakcją a Autorem. Znajdują się tam również szczegółowe wytyczne dla Autorów.



Rysunek na s. 1. okładki: Alicja Leszcz
Rysunek na s. 4. okładki: Martyna Bawolska

Spis treści

Motoszybowiec z napędem elektrycznym Windex	4
Drewno jako materiał konstrukcyjny w lotnictwie	10
Turbośmigłowy silnik z regeneracją ciepła do napędu samolotów ultralekkich	21
Szybowcem w górach Karakorum	28
Guma do napędu modeli klasy F1B	34
Wodnosamoloty Macchi w Pucharze Schneidera – cz. 1	37
Lublin R-XIII ma szansę znowu latać	50

Motoszybowiec z napędem elektrycznym Windex

Ulf Ringertz,

Królewska Wyższa Szkoła Techniczna KTH, Sztokholm, Szwecja

Artykuł ukazał się pierwotnie w „Nordic Gliding & Aviation Magazine”. Redakcja dziękuje panu Jensowi Tralobowi za udostępnienie tekstu wraz z ilustracjami oraz za wyrażenie zgody na publikację w „Technice Lotniczej i Astronautycznej”.

Streszczenie

W artykule przedstawiono motoszybowiec z napędem elektrycznym, który powstał na bazie motoszybowca Windex, pierwotnie napędzanego silnikiem spalinowym. Przedstawiono rozwój konstrukcji, dobór układu napędowego, a także planowane wykorzystanie motoszybowca jako narzędzia dydaktycznego w Królewskim Instytucie Technologicznym w Sztokholmie.

Słowa kluczowe: motoszybowiec, napęd elektryczny, badania w locie

Wprowadzenie

Królewska Wyższa Szkoła Techniczna (KTH) w Sztokholmie otrzymała od firmy Saab z Linköping motoszybowiec Windex o napędzie elektrycznym. Nie był to pierwszy szybowiec na tej uczelni, gdyż od 20 lat posiadała ona na wyposażeniu laboratoriów szybowiec ASK 21, który przez wiele lat był używany jako oprzyrządowana platforma danych. Pierwotna wersja Windexa 1200 została opracowana 40 lat temu przez zespół projektowy, w którym uczestniczył profesor Królewskiej Wyższej Szkoły Technicznej Sven-Olof Ridder. Jest on także twórcą wiatrowskazu Windex, który sprzedał się w liczbie około 1,5 miliona sztuk. Większość seryjnych motoszybowców Windex została wyposażona w małe silniki spalinowe Limbach L275, dwucylindrowe dwusuwowe o mocy ok. 17 kW, a także w silniki König. Osobliwością tego motoszybowca jest

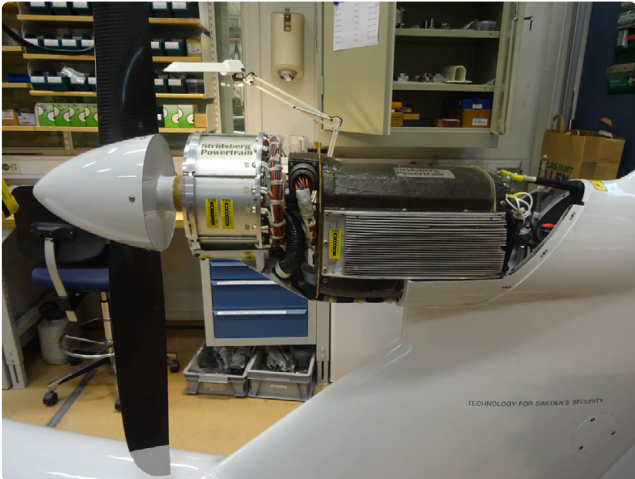
umieszczenie silnika napędowego w gondoli na stateczniku pionowym, mniej więcej w połowie jego wysokości, przy czym śmigło pracuje jako ciągnące. Łącznie zbudowano około 10 motoszybowców Windex i jest to typ, który stał się źródłem inspiracji do eksperymentowania. Na przykład słynny szwedzki wynalazca Bengt Göök zmodernizował swojego Windexa, dodając samodzielnie zbudowany silnik dwusuwowy z piły łańcuchowej. Na zdjęciu (ryc. 1) widnieje motoszybowiec Windex 1200 z napędem spalinowym, natomiast tabela 1 zawiera podstawowe dane techniczne.

Tabela 1. Dane techniczne motoszybowca Windex 1200 z napędem na silnik spalinowy

Parametr	Jednostka
Rozpiętość	12,1 m
Długość	4,92 m
Powierzchnia nośna	7,41 m ²
Masa własna	210 kg
Maksymalna masa startowa	310 kg
Napęd	Limbach L275 2 cyl. 2 suw, 17 kW lub König 3 cyl. dwusuwowy, 15 kW
Zbiorniki paliwa	2 x 15 l w skrzydle + 4 l w kadłubie
Prędkość maksymalna	220 km/h
Doskonałość	36 przy 100 km/h
Dopuszczalne przeciążenia	+9/-7



Ryc. 1. Motoszybowiec Windex 1200 z napędem na silnik spalinowy



Ryc. 2. Elektryczny układ napędowy motoszybowca Windex MERA, starsza wersja



Ryc. 3. Balast w miejscu wbudowanego silnika spalinowego

Projekt MERA Windex

W Królewskiej Wyższej Szkole Technicznej motoszybowiec Windex był wykorzystywany jako platforma technologiczna dla projektu samolotu elektrycznego „More Electric Research Aircraft” (MERA), który został opracowany przez firmę Saab w Linköping przy wsparciu finansowym szwedzkiego Försvarets Materielverk (FMV). Pierwszy prototyp wersji elektrycznej był wyposażony w opracowany w Szwecji silnik elektryczny (ryc. 2), akumulatory Saft oraz elektronikę zarządzania energią. Służył jako demonstrator technologii, a także był wykorzystywany w celu zdobycia doświadczenia w praktycznym użytkowaniu statku powietrznego z napędem na silnik elektryczny. Pierwszy lot odbył się w 2009 r., a przed zakończeniem projektu w 2010 r. przeprowadzono krótki program testów w celu weryfikacji założeń i testowania technologii. Od tego czasu samolot stał beczynnie.

Obecnie motoszybowiec Windex Królewskiej Wyższej Szkoły Technicznej ponownie znalazł się w rejestrze cywilnych statków powietrznych Szwecji, pod auspicjami KST z odłotową rejestracją SE-XSY i statusem „Eksperymentalny”. Rejestracja w tej kategorii pozwoliła na wykonanie w sezonie 2022 łącznie 26 godzin lotów próbnych ze zdemontowanym układem napędowym (ryc. 3). Odbyło się to w ramach programu testów w celu uzyskania ostatecznego świadectwa zdadności do lotu. Pilotem testowym był autor artykułu.

Podczas programu testowego dużą pomocą służył Sakki Havbrandt, który był jedną z bardzo zaangażowanych osób w budowę oryginalnego motoszybowca Windex 40 lat temu, a także miał okazję pełnić rolę pilota holującego w samolocie Piper Pawnee podczas pierwszego lotu. Ponieważ Windex jest bardzo lekki i chwiejny w płaszczyźnie podłużnej z niewielkimi siłami na sterze wysokości, omal nie doszło do utraty sterowności. Na zdjęciach (ryc. 4, 5 i 6) pokazano przygotowania do oblotu, start oraz widok z kabiny podczas lotu.



Ryc. 4. Przygotowania do oblotu wersji beznapędowej



Ryc. 5. Oblot motoszybowca Windex po zdemontowaniu układu napędowego. Holowanie do startu za samolotem Piper Pawnee



Ryc. 6. Widok z kabiny podczas lotu



Ryc. 7. System napędowy FES przed montażem

Nowy układ napędowy

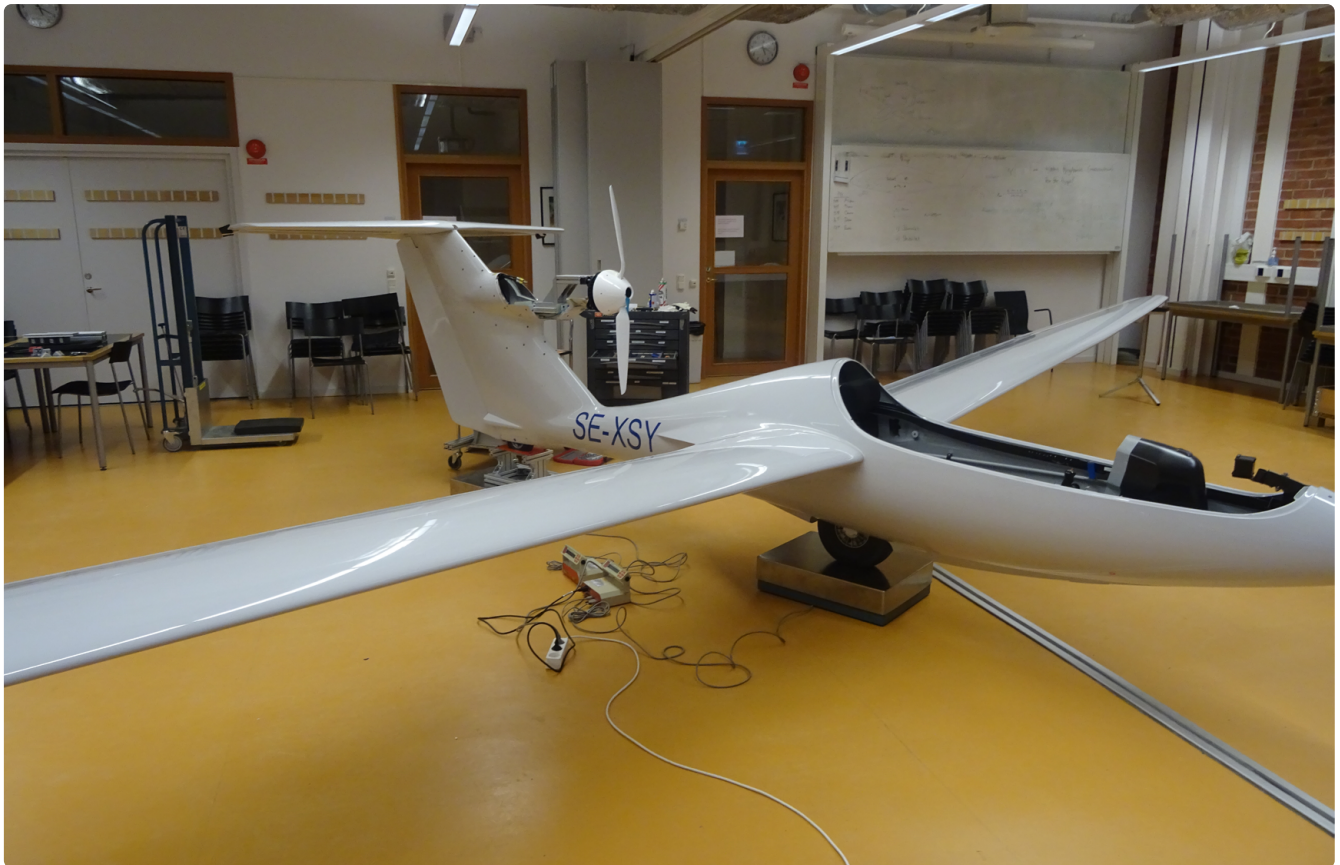
Dla zespołu KTH w Sztokholmie pojawiło się kilka zadań związanych z najnowszą wersją motoszybowca Windex. Stary prototypowy układ napędowy z jednorazowymi akumulatorami, który nie był ładowany od 14 lat, ma zostać zastąpiony popularnym systemem FES ze składanym śmigłem (ryc. 7, 8, 9). Jest to certyfikowany system, który został zbudowany w ponad 300 egzemplarzach szybowców.

Projekt modernizacji motoszybowca posiada ważną zaletę, mianowicie akumulatory zasilające silnik napędowy, zamiast w kadłubie (jak to ma miejsce w typowych rozwiązaniach konstrukcyjnych szybowców z samostartem), będą zamontowane w skrzydłach. Podobne rozwiązanie zastosowano w szybowcach Antares i AS33 Me/AS34 Me. Oznacza to, że muszą zostać zaprojektowane nowe akumulatory, co samo w sobie jest dużym zadaniem pod względem bezpieczeństwa i certyfikacji.

Nie jest obecnie jeszcze pewne, czy nowy system napędu na silnik elektryczny będzie służył jako tzw. samostart, umożliwiający samodzielny start, czy też będzie uruchamiany w powietrzu i stosowany jako napęd wspomagający wznoszenie lub umożliwiający dojazd do lotniska. Udowodniono, że w oryginalnym motoszybowcu Windex 1200 silnik uruchamia się samodzielnie podczas lotu, ale obecnie istnieją wymagania dotyczące prędkości wznoszenia, zgodne ze standardem certyfikacji CS-22, a poza tym potrzebny jest pewien zasięg w powietrzu po starcie. Wymóg normy CS-22 określa minimalne wznoszenie 0–360 metrów w czasie krótszym niż 240 sekund, czyli średnio 1,5 m/s. Zatem na ostateczne rozstrzygnięcie tej kwestii jest jeszcze za wcześnie. Póki co prowadzone są testy i pomiary elektryczne systemu w warunkach laboratoryjnych (ryc. 10). Ponadto trwają prace nad „ukompletowaniem” wyposażenia pokładowego (ryc. 11).



Ryc. 8. Elektryczny system napędowy FES zabudowany w gondoli



Ryc. 9. Windex z systemem FES



Ryc. 10. Próby i pomiary elektryczne systemu FES w laboratorium

Plany na przyszłość

Pod patronatem KTH W Sztokholmie motoszybowiec Windex będzie wykorzystywany w projektach akademickich z udziałem studentów, m.in. w zakresie mechaniki lotu i aeroelastyczności. Posiadanie obiektu rzeczywistego, latającego samolotu w laboratorium jest ważne i z całą pewnością uatrakcyjni i merytorycznie wzbogaci program studiów. Możliwość pracy z prawdziwym samolotem jest ekscytująca dla studentów. Motoszybowiec został oprzyrządowany, wyposażony w przetworniki i aparaturę pomiarową, a dzięki temu można monitorować w czasie rzeczywistym dane dotyczące ustawienia steru wysokości i klap skrzydłowych. Informacje te można wykorzystać do dalszych działań analitycznych, obliczeń czy symulacji. Ponadto studenci mogą też wyznaczyć wyważenie motoszybowca i skorelować to z wynikami pomiarów stateczności podłużnej. Na skorupie struktury motoszybowca Windex wyznaczono punkty charakterystyczne, które zostały oznaczone markerami (ryc. 12). Dzięki tym punktom możliwe będzie skanowanie 3D i optyczny pomiar odpowiedzi dynamicznej, którą struktura motoszybowca reaguje na wymuszenia – obciążenia podczas



Ryc. 11. Tablica przyrządów pokładowych

lotu. Cyfrowy model samolotu umożliwi zaawansowane obliczenia i symulacje z zakresu aeroelastycznością, która jest interakcją pomiędzy siłami aerodynamicznymi a elastycznością strukturalną konstrukcji lotniczej. Rozpoznawanie zjawiska trzepotania usterzeń czy skrzydeł ma zasadnicze znaczenie w analizie bezpieczeństwa konstrukcji lotniczych. Wibracje konstrukcyjne mogą zostać wzmocnione przez siły aerodynamiczne, co może prowadzić do trzepotania i groźnej awarii, nierzadko katastrofy. Marginesy bezpieczeństwa dla większości samolotów pasażerskich, którymi regularnie się lata są bardzo małe, dlatego też ważne jest, aby za pomocą eksperymentów i analiz wykazać, że podczas normalnych operacji lotniczych nie wystąpi żadna niestabilność aeroelastyczna.

Przykładem takiej sytuacji jest incydent z 2016 r., który miał miejsce na lotnisku Landvetter w Göteborgu. Przy starcie samolotu Avro 146 nastąpiło trzepotanie usterzeń. Okazało się, że samolot przed startem nie został odpowiednio odlodzony, a układ sterowania był bardzo wrażliwy na ciężar dodatkowego lodu na powierzchniach sterowych. Na szczęście pomimo gwałtownego trzepotania załoga udało się zmniejszyć prędkość i wylądować bez uszkodzeń.



Ryc. 12. Punkty na strukturze płatowca oznaczone markerami do skanowania 3D

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

TECHNIKA
lotnicza
i ASTRONAUTYCZNA
AVIATION AND SPACE TECHNOLOGY



zeskanuj i wejdź



Drewno jako materiał konstrukcyjny w lotnictwie

Jarosław Pytka
Politechnika Lubelska

Streszczenie

Artykuł dotyczy wykorzystania drewna jako materiału w konstrukcji statków powietrznych. Przedstawiono historyczne aspekty użycia tego surowca w budowie samolotów. Wymieniono i scharakteryzowano najczęściej stosowane gatunki drewna, a także omówiono podstawowe technologie związane z jego zastosowaniem w konstrukcjach lotniczych. Opisano także przykłady wykorzystania drewna we współczesnych samolotach.

Słowa kluczowe: drewno, konstrukcja samolotów, płatowiec, śmigło

Wprowadzenie

Transformacja energetyczna wymusza na producentach i użytkownikach statków powietrznych wdrażanie rozwiązań, które zapewniają niski ślad węglowy. Obserwuje się wzmożone działania w zakresie poszukiwania nowych materiałów, a także innowacyjnych, mniej energochłonnych technologii wytwarzania. Mniej popularnym trendem jest ulepszanie starszych technologii czy powrót do tradycyjnych materiałów, lecz z nowym podejściem. Jako przykład można tu podać zastosowanie drewna jako materiału konstrukcyjnego.

Od początków lotnictwa drewno stanowiło podstawowy materiał konstrukcyjny w projektowaniu i budowie

płatowców. Jego dostępność i niska cena, a także stosunkowo prosta technologia obróbki i łączenia powodowały, że konstrukcje drewniane stanowiły podstawowe rozwiązanie w zakresie struktury pierwszorzędowej płatowca. Do dziś spotyka się wyprodukowane przed dziesiątkami lat samoloty i szybowce konstrukcji drewnianej. Świadczy to o wysokiej trwałości materiału.

Wysokie wymagania odnośnie do zeroemisyjności z jednej strony oraz niewątpliwe zalety drewna z drugiej sprawiają, że, wprawdzie dość nieśmiało, ale i dziś konstruktorzy sięgają po drewno jako materiał do budowy samolotów. Niniejszy artykuł zawiera podstawowe wiadomości z zakresu technologii drewna oraz prezentację przykładów stosowania go jako materiału w budowie współczesnych statków powietrznych.

Rys historyczny

Jak wspomniano we wprowadzeniu, drewno było szeroko stosowane w początkach lotnictwa. Przyczyniły się do tego jego praktyczne zalety, czyli dostępność, niska cena, a także własności mechaniczne – wytrzymałość, podatność obróbki oraz trwałość konstrukcji przy odpowiedniej konserwacji i warunkach przechowywania (hangarowania). Bogate



Ryc. 1. Amy Johnson przy samolocie DH 60 Moth o konstrukcji całkowicie drewnianej

doświadczenie inżynierskie w zakresie konstrukcji budynków, mostów czy jednostek pływających sprawiło, że wykorzystanie znanych technologii do tworzenia konstrukcji drewnianych przeniesiono także na grunt lotnictwa. I tak, konstrukcja i technologia dźwigarów czerpała z doświadczeń zdobywanych przy budowie dachów, sklepień, masztów. Odtwarzanie obłych kształtów zapewniających dobrą aerodynamikę możliwe było dzięki technice laminowania drewna, co uprzednio przez lata doskonalono w meblarstwie. W ten sposób lotnictwo uzyskało niemal gotowe rozwiązania technologiczne, włączając metody i urządzenia obróbkowe, kleje i metody klejenia, materiały i technologie impregnacyjne. Pewnym wyzwaniem było opracowanie nowych układów konstrukcyjnych, które spełniłyby odwieczne kryterium konstrukcji lotniczych, mianowicie wysoką wytrzymałość przy jak najniższej masie. Pojawiły się tu dźwigary dwuteowe, skrzynkowe, żebra ażurowe, itd. Szeroko stosowanym materiałem była sklejka, szczególnie brzoza, pochodząca z Finlandii. Powstawały coraz doskonalsze konstrukcje, w tym samoloty o wysokich osiąгах. Niepodobna tu wymienić wszystkich producentów samolotów drewnianych, lecz warto odnotować, że w czasach pionierskich przelotów maszyny latające posiadały, w całości bądź przynajmniej częściowo, konstrukcję drewnianą. Samolot Ryan NYP Spirit of St. Louis, na którym Charles Lindberg jako pierwszy przeleciał ponad Oceanem Atlantyckim, pokonując trasę Nowy Jork–Paryż w 1927 r., posiadał skrzydła zbudowane z drewna. Należy

też wspomnieć o angielskim DH 60 Moth, lekkim filigranowym dwupłacie, na którym Amy Johnson w 1930 r. dokonała przelotu z Anglii do Australii (ryc. 1) czy też o polskich RWD, w tym RWD-5 bis, który zasłynął dzięki mjr. Stanisławowi Skarżyńskiemu, zdobywcy Atlantyku Południowego (przelot z Afryki do Brazylii, 1933 r.).

Ale nie tylko małe samoloty budowano z drewna. Ekscentryczny lotnik-konstruktor, a zarazem przedsiębiorca amerykański – Howard Hughes skonstruował i zbudował łódź latającą H-4 Hercules, zwaną również „Spruce Goose” [„Świerkowa Gęś”]. Samolot został zbudowany w czasie II wojny światowej, a w wyniku ograniczeń na aluminium (niezbędnego do produkcji myśliwców i bombowców) do budowy użyto drewna, jednak nie świerka, jak sugeruje przytoczona nazwa, a brzozy. Rozpiętość skrzydeł wyniosła 97,51 m, a napęd stanowiło 8 silników tłokowych, każdy o mocy 3000 KM. Prawdopodobnie szczytowym osiągnięciem w zakresie samolotów drewnianych był angielski de Havilland Mosquito, dwusilnikowy myśliwiec o cechach bombowca, zabierający niemal 2 tony uzbrojenia i rozwijający prędkość lotu do 595 km/h. W projekcie Mosquito wykorzystano tzw. konstrukcję geodezyjną, polegającą na diagonalnym ułożeniu listewek szkieletu kadłuba. Podstawowym materiałem było tu drewno świerkowe, z którego wykonywano najbardziej obciążone elementy (tzw. struktura pierwszorzędowa), czyli dźwigary skrzydeł, szkielet kadłuba, obramowania okien i drzwi. Poza tym, na poszyciu szkieletu



Ryc. 2. Stanisław Skarżyński przy RWD-5 bis. Skrzydła tego samolotu posiadały konstrukcję drewnianą, częściowo kryte były płótnem

skrzydeł i kadłuba zastosowano sklejkę brzożową oraz balsę. Do łączenia elementów użyto popularnego kleju kazeinowego, a wyschnięte skleiny wzmocniano spinkami metalowymi. Samolot okazał się wyjątkowo udany, wśród pilotów zyskał przydomek „Wooden Wonder” [„Drewniane Cudo”], jednak ze względu na oczywiste niedomagania konstrukcji drewnianej w warunkach podwyższonej temperatury i wilgotności, wśród mechaników i obsługi naziemnej nazywany był „Termite’s Dream” [„Marzenie Termita”].

Innym ciekawym przykładem z czasów II w. św. było przenoszenie produkcji pływaków wodnosamolotów do zakładów zajmujących się na co dzień obróbką drewna, nie stricte lotniczych. I tak, w prefekturze Aichi, znana wytwórnia skrzypiec i innych instrumentów smyczkowych – Suzuki (nie należy mylić ze znanym producentem samochodów i motocykli), wobec braku popytu na instrumenty w czasie wojny, podjęła się produkcji pływaków do wodnosamolotów. Po II w. św. coraz większe znaczenie zaczęło mieć aluminium i jego stopy. Samoloty metalowe posiadały znacznie większy zakres użytkowy temperatur otoczenia, mniej szkodliwy był tu także wpływ czynników atmosferycznych (opady, oblodzenie). Ponadto, ze względu na coraz większe zapotrzebowanie na materiały konstrukcyjne oraz z powodu problemów w pozyskaniu dużych ilości dobrego drewna, tendencja wypierania go przez metal stawała się coraz silniejsza. Drewno pozostało jednak materiałem konstrukcyjnym w przypadku małych

samolotów sportowo-turystycznych, a w szczególności tych budowanych amatorsko. Do dziś z myślą o konstruktorach-amatorach amerykański supermarket lotniczy Aircraft Spruce & Specialty oferuje zestawy świerka sitkajskiego do budowy 30 różnych samolotów.

Obecnie przemysłowe zastosowanie drewna w lotnictwie jest marginalne. Główną przyczyną wynika z zastąpienia tego naturalnego materiału stopami aluminium oraz, coraz częściej, kompozytami. Ponadto, światowe zasoby świerka, którego drewno nadawałoby się jako materiał konstrukcyjny, są niemal na wyczerpaniu. Tym niemniej obserwuje się dziś tendencję do sięgania po drewno, choć nie jest ono głównym i jedynym materiałem konstrukcyjnym, a raczej komponentem. W kolejnych rozdziałach artykułu omówiono gatunki drewna nadające się do budowy elementów płatowca, krótko scharakteryzowano technologie obróbki i zaprezentowano współczesne konstrukcje lotnicze budowane z użyciem drewna jako materiału konstrukcyjnego.

Drewno stosowane do budowy konstrukcji lotniczych

W samolotach wykorzystuje się sklejkę, drewno lite lub klejone warstwowo. W niektórych przypadkach stosuje się drewno klejone ciśnieniowo lub impregnowane chemicznie.



Ryc. 3. DH 98 Mosquito, dwusilnikowy samolot rozpoznawczo-myśliwsko-bombowy o konstrukcji drewnianej

Surowiec używany w konstrukcjach lotniczych musi spełniać normy dotyczące wilgotności, usłojenia, rodzaju i liczby drobnych sęków dla danego wymiaru, sztywności oraz być wolny od pęknięć i dużych sęków. Poziom degradacji drewna musi być akceptowalny, ubytki nieznaczne, a wilgotność powinna być określona i mieścić się w dopuszczalnych zakresach. W praktyce konstruktorskiej stosuje się kilka gatunków drewna. Według Becara [1] najważniejsze wymagania, jakie musi spełniać drewno lotnicze to:

- minimalna liczba stojów na jednostkę długości (przykładowo dla świerka – 6/cal, dla jodły, cedru – 8/cal);
- maksymalne nachylenie włókien drewna: ogólnie nie powinno przekraczać 1 : 15 względem osi podłużnej deski; dla dźwigarów masywnych, zewnętrzna ósma część wysokości dźwigara nie więcej niż 1 : 15; środkowa połowa wysokości dźwigara najwyżej 1 : 10;
- obecność i rozmiar sęków: ogólnie, żaden sęk nie może mieć średnicy większej niż ½ cala; w przypadku dźwigarów masywnych, średnica sęków nie może przekraczać wymiaru 1/16 cala;
- kieszenie żywiczne lub korowe: dla dźwigarów litych nie mogą być głębsze niż ¼ szerokości ani szersze niż 1/4 cala lub 1/2 szerokości; odległość między dwiema kieszeniami po tej samej stronie dźwigara nie może być mniejsza niż sześciokrotność długości krótszej kieszeni.

Świerk sitkajski jest preferowanym przez producentów samolotów gatunkiem drewna, ponieważ zapewnia optymalny stosunek wytrzymałości do masy w porównaniu z innymi gatunkami drewna. Jodła szlachetna, dagleźja zielona, choina zachodnia i cedr biały są mocniejsze, ale cięższe od świerka sitkajskiego. Niemal identyczny jak świerk stosunek masy do wytrzymałości mają sosna wejmutka i topola żółta, obie szeroko stosowane w budowie samolotów.

Istotne z punktu widzenia konstrukcji lotniczych gatunki drewna wymieniono poniżej [5]:

- brzoza – żółta lub biała, twarda, wytrzymała, nie rozłupuje się łatwo; szeroko stosowana do produkcji sklejk, a w pewnym stopniu również do podkładek w miejscach, gdzie śruby przebijają dźwigar;
- cedr – drewno białe, o prostym usłojeniu, łatwe w obróbce, bardzo sztywne i wytrzymałe; czasami stosowane jako materiał na podłużnice, znajduje zastosowanie w elementach ściskanych, dźwigarach oraz częściach kadłuba i pływaków;
- jesion – drewno białe, stosowane w budownictwie i meblarstwie, mocne, elastyczne, o grubym usłojeniu; używane do wykonywania łuków końcówek skrzydeł, bloków, wsporników elementów instalacji paliwowych i wszelkich elementów giętych;
- jodła dagleźja – żółto-biała, bardzo sztywna i mocna; często stosowana zamiast świerka, szczególnie do budowy żeber i małych elementów;
- klon – satynowo-żółty, bardzo twardy; używany do wykonywania elementów wysokoobciążonych, nośnych, np. w dźwigarach, w miejscach, gdzie przebijają je śruby;
- lipa – drewno białe, miękkie, łatwe w obróbce; stosowane głównie jako rdzeń sklejki o powierzchniach z twardego drewna, czasami na podkładki, rzadko jako element konstrukcyjny;

- mahoń – drewno brązowe, gruboziarniste, stosunkowo miękkie; używane głównie do produkcji sklejk, a także do wykańczania wnętrza;
- sosna – bardzo podobna pod względem właściwości do świerka i używana jako jego zamiennik;
- świerk – żółto-biały, o prostym usłojeniu i satynowym wyglądzie; jeśli jest dobrej jakości, drewno to jest zalecane przez konstruktorów i preferowane przez wytwórców samolotów o konstrukcji drewnianej; używany do budowy elementów struktury pierwszorzędowej, w tym na dźwigary skrzydeł, podłużnice, wręgi, żebra i wszelkie inne elementy konstrukcyjne.

Świerk sitkajski

Naturalne miejsca występowania świerka sitkajskiego znajdują się w pasie wzdłuż wybrzeża Pacyfiku – od północnej Kalifornii aż po północny kraniec Zatoki Cooka na Alasce. Gatunek ten rośnie głównie w lasach nadbrzeżnych, w których wraz z choiną zachodnią stanowi większą część drzewostanu. Chociaż świerk sitkajski sporadycznie tworzy czyste drzewostany, zazwyczaj rośnie w sąsiedztwie innych gatunków, np. jodły olbrzymiej, cedru czerwonego oraz innych gatunków świerka (ryc. 4). Drzewa rosnące w lesie są wysokie i proste, z otwartymi, stożkowatymi koronami. Dojrzałe drzewo świerka sitkajskiego ma długi, cylindryczny, często pozbawiony gałęzi pień o wysokości od 12 do 24 m. Drzewa te osiągają wiek od 400 do 450 lat. W stanach



Ryc. 4. Kompaktowa odmiana świerka sitkajskiego – drzewko 25-letnie, wysokie na 3,5 m

Waszyngton i Oregon, dojrzałe świerki zazwyczaj mają średnicę od 12 do 18 m i ponad 60 m wysokości. Na Alasce średnie wymiary dojrzałych drzew są nieco mniejsze [5].

Drewno świerka sitkajskiego ma proste usłojenie i stosunkowo jednolitą teksturę, jest umiarkowanie lekkie, średnio twarde i częściowo odporne na obciążenia mechaniczne, w tym udarowe. Jest to drewno łatwe w obróbce. Ważną zaletą z punktu widzenia konstrukcji lotniczych jest jego wysoka wytrzymałość i twardość w odniesieniu do gęstości. Pod tym względem nie ma sobie równych. Łatwo poddaje się suszeniu komorowemu i jest umiarkowanie odporne na gnicie. Drewno to nie ma charakterystycznego zapachu i zawiera bardzo mało przewodów żywicznych.

W przemyśle drzewnym świerk sitkajski jest wykorzystywany do produkcji tarcicy i masy papierniczej. Materiał cięty na tarcicę jest wykorzystywany w budownictwie oraz w produkcji przemysłowej, w tym do wytwarzania instrumentów muzycznych.

Ze względu na stosunek wytrzymałości do gęstości, a także dzięki możliwości pozyskiwania czystych, prostostoiowych belek o dużych rozmiarach i jednolitej fakturze (z niewielką liczbą ukrytych wad), świerk sitkajski jest zdecydowanie najkorzystniejszym drewnem do budowy samolotów. W przeszłości z tego drewna powstało wiele szkieletów samolotów znanych lotników, którzy wstawili się rekordowymi przelotami. Świerk sitkajski stanowił główny materiał konstrukcyjny niemal wszystkich samolotów drewnianych, zarówno produkowanych przemysłowo, jak i budowanych w warunkach amatorskich. Wymagania dotyczące budowy samolotów są jednak tak rygorystyczne, że tylko około pięć procent drzewostanu świerka sitkajskiego nadaje się do tego celu. Drewno wykorzystywane do produkcji elementów konstrukcyjnych samolotów, a także elementów akustycznych instrumentów muzycznych pochodzi z drzew stosunkowo młodych, liczących od 75 do 100 lat. Po ścięciu drzewa tarcica jest transportowana do tartaku, gdzie jest suszona w komorze, zgodnie z normą AN-W-2. Ciężar właściwy drewna nie powinien być mniejszy niż $0,36 \text{ g/cm}^3$, a nachylenie włókien nie powinno przekraczać 1 : 15. Ponadto drewno musi być piłowane w kierunku pionowym i nie może mieć więcej niż sześć słoików na cal. Nie może również zawierać kiepszeń żywicznych ani korowych, niedopuszczalne są także smugi, ubytki i szorstkość. Dopuszcza się jedynie niewielką liczbę bardzo ciasnych sęków. Po obróbce, jeśli nie zostaną wykryte żadne wady, drewno może zostać certyfikowane jako świerk sitkajski o jakości lotniczej – najlepsze drewno na świecie do budowy samolotów [2].

Mechaniczna obróbka drewna

Mechaniczna obróbka drewna obejmuje cięcie, frezowanie, szlifowanie, wiercenie, toczenie. Głównym celem obróbki jest uzyskanie półwyrobu (deski, listwy), a także elementów gotowych (wykonanych z jednego kawałka materiału bazowego). Toczenie stosowane jest w przypadku elementów osiowosymetrycznych o przekrojach kołowych. Szlifowanie

jest najczęściej zabiegiem mającym na celu pasowanie elementów przed montażem, a także nadanie ostatecznego kształtu i gładkości powierzchni. Obróbka mechaniczna drewna nie wymaga specjalistycznych narzędzi ani wyposażenia ponad typowe maszyny warsztatowe. Wystarczające są nawet narzędzia ręczne w połączeniu z uchwytami i prowadnicami zapewniającymi zachowanie zadanej geometrii wykonywanych elementów. Zatem, tzw. amatorska budowa samolotu na podstawie planów czy też z wykorzystaniem zestawów jest możliwa w warunkach warsztatowych, nawet w garażu. Hałaśliwość obróbki mechanicznej drewna jest niższa niż w przypadku metalu, a obrabiane drewno nie kaleczy dłoni i wydziela przyjemny, nieszkodliwy zapach. Ze względu na obszerność zagadnienia zrezygnowano tu z przytaczania szczegółów metod obróbki mechanicznej drewna, zainteresowanym Czytelnikom proponuje się literaturę [3]–[6] oraz [8], [9]. Należy podkreślić, iż niezbędnym etapem nabywania umiejętności obróbki drewna jest bezpośredni kontakt z doświadczonym stolarzem lotniczym, co w obecnej sytuacji jest prawie niemożliwe. Jednym z niewielu w Polsce jest Jerzy Gruchalski, budowniczy kilku replik przedwojennych szybowców i motoszybowców konstrukcji drewnianej.

Klejenie

Klejenie jest szeroko stosowanym rodzajem techniki łączenia elementów konstrukcji drewnianych w lotnictwie. Zapewnia trwałe i mocne połączenie, bez osłabiania struktury łączonych elementów, jak się dzieje w przypadku połączeń gwintowych czy z użyciem gwoździ. Przy zastosowaniu odpowiedniego kleju, spoina posiada wyższą wytrzymałość na rozerwanie niż klejone elementy.

Rozwój klejów lotniczych przeszedł długą drogę – od klejów kazeinowych, stosowanych jeszcze przed I w. św. aż do początku lat 40. XX w., po kleje żywiczne, które stopniowo wypierają kazeinę, ze względu na to, że są mocniejsze, całkowicie wodoodporne i odporne na ataki pleśni i grzybów.

Klej Aerolite został opracowany w Anglii dla firmy De Havilland, specjalnie do produkcji samolotu Mosquito. Jego podstawowym składnikiem jest żywica mocznikowo-formaldehidowa, która jest odporna na wodę, owady i pleśń. Klej posiada dobre właściwości wypełniania szczelin. Użycie Aerolite polega na wymieszaniu proszku z wodą i nałożeniu go na jedną powierzchnię klejoną. Następnie, na drugą powierzchnię nakłada się utwardzacz i łączy elementy. Klej Aerolite utwardza się w temperaturach nie niższych niż 10°C , pod warunkiem, że podczas wiązania kleju zostanie miejscowo doprowadzone ciepło. Kolejnym rodzajem kleju nadającego się do budowy samolotów drewnianych jest FPL-16A, dwuskładnikowy biały klej epoksydowy, opracowany przez Forest Products Laboratories, USA. Oprócz drewna klei również metale i niektóre tworzywa sztuczne. FPL-16A jest wciąż dostępny na rynku. Inny klej strukturalny to T-88. Jest to produkt polecany przez wielu producentów zestawów do samodzielnego montażu. Nie kruszy się

i zapewnia mocne spoiny nawet w bardzo niesprzyjających warunkach (np. w temperaturze otoczenia ok. 1°C). Sprawdza się zarówno w klejeniu drewna, jak i stali oraz aluminium. Jest to istotna właściwość, gdyż w konstrukcji płatowca mogą występować połączenia drewno-metal, które można realizować metodą klejenia. Po całkowitym utwardzeniu klej jest odporny na działanie wody, oleju, benzyny oraz większości innych chemikaliów [5], [7].

Klej Weldwood Plastic Resin Glue i inne kleje rezorcynowe posiadają atest FAA, czyli mogą być stosowane na certyfikowanych samolotach i używa się ich z dużym powodzeniem od wielu lat. Kleje te są odporne na działanie wody, benzyny oraz rozpuszczalników. Podczas gdy Plastic Resin to klej jednoskładnikowy, kleje rezorcynowe są dwuskładnikowe. Są one odporne na działanie czynników zewnętrznych, zimnej lub wrzącej wody, ciepła, pleśni i rozpuszczalników.

Są to główne kleje stosowane do budowy drewnianych samolotów amatorskich lub naprawy certyfikowanych samolotów z elementami drewnianymi [5].

Kleje rezorcynowo-żywiczne są dostarczane w mieszaninach wodno-alkoholowych, które przechowywane w temperaturze pokojowej zachowują stabilność przez ponad rok. Żywice rezorcynowe miesza się z utwardzaczem – twardestwo po 5–7 godzinach w temperaturze 24°C (pełna wytrzymałość wymaga znacznie dłuższego czasu). Ograniczeniem stosowalności żywic rezorcynowych jest temperatura otoczenia, która nie powinna być niższa niż 20°C, a szybkość utwardzania rośnie w wyższych temperaturach. Czas przydatności do użycia mieszanki żywicy z utwardzaczem wynosi 2–5 godzin w temperaturze 24°C.

Coraz większą popularność zyskują dwuskładnikowe, uniwersalne kleje na bazie żywic epoksydowych lub poliamidowych. Trwale łączą drewno, metale, tworzywa sztuczne, włókno szklane i ceramikę. Tworzą spoinę o wysokiej wytrzymałości na odrywanie. Utwardzenie następuje zazwyczaj po kilkunastu minutach, ale maksymalną wytrzymałość spoiny uzyskuje się po 2–7 dniach [5]. Przykładem

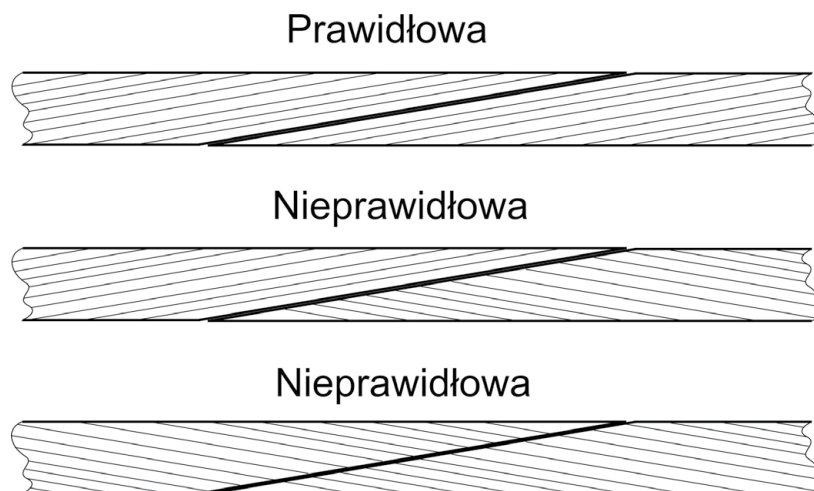
jest Aeropoxy ES6209, który jest dwuskładnikowym klejem epoksydowym. Po utwardzeniu tworzy wytrzymałe i trwałe spoiny konstrukcyjne. Charakteryzuje się półprzezroczystą, półpłynną konsystencją i posiada kolor bursztynowy. Proporcje mieszania żywicy i utwardzacza to 1 : 1, co wagowo lub objętościowo ułatwia przygotowanie kleju do użycia. Czas przydatności po zmieszaniu obu składników jest długi, ok. 60–90 minut, a utwardzenie następuje po 18–24 godzinach, jeśli klejone elementy znajdują się w temperaturze otoczenia 21°C. Choć jest to klej płynny, charakteryzuje się kontrolowaną lepkością przepływu, co minimalizuje wypływanie kleju ze spoiny.

Głównym ograniczeniem jest to, że żywice epoksydowe mięknią pod wpływem ciepła, a jeśli są utwardzane w temperaturze pokojowej wykazują niedostateczne właściwości w temperaturze podwyższonej. Testy przeprowadzone przez Bellanca Aircraft wykazały, że dwie najpopularniejsze żywice epoksydowe: T-88 i FPL-16A zaczynają mięknieć w temperaturze 54°C i wykazują około 25% swojej pierwotnej wytrzymałości w temperaturze 74°C.

Drugim poważnym ograniczeniem żywicy epoksydowej jest zagrożenie dla zdrowia związane z jej stosowaniem. Wszystkie żywice epoksydowe są substancjami toksycznymi i należy przestrzegać zaleceń producenta dotyczących bezpieczeństwa przy korzystaniu z nich w warsztacie. Zazwyczaj oznacza to dobrą wentylację pomieszczenia oraz ochronę rąk gumowymi rękawicami lub kremem ochronnym. Efekty działania żywicy epoksydowej kumulują się. Oparzenia na dłoniach mogą wystąpić dopiero po kilkukrotnej ekspozycji i zazwyczaj są trwałym uszczerbkiem na zdrowiu [7].

Połączenia na zakładkę

Połączenie na zakładkę to jedno z najważniejszych połączeń, jakie występują w drewnianej konstrukcji lotniczej. Elementy łączone muszą być precyzyjnie obrobione, ponieważ



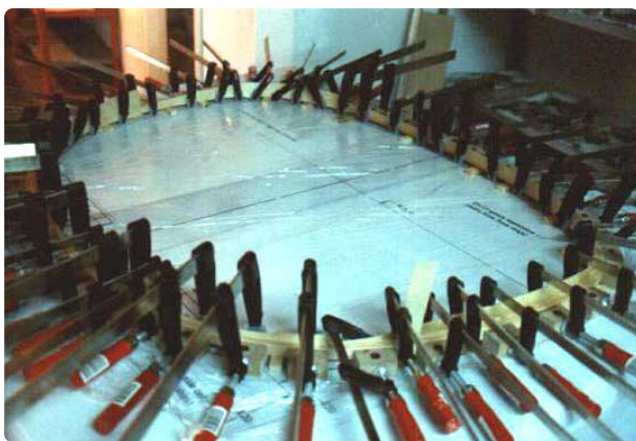
Ryc. 5. Połączenie na zakładkę

wytrzymałość połączenia zależy od powierzchni i jakości kontaktu między klejonymi powierzchniami. Ważne są również właściwości stosowanego kleju. Kleje epoksydowe i Aerolite wypełniają szczeliny, natomiast rezorcyna i żywica Weldwood nie mają tej właściwości. Istotne jest również, że siła docisku łączonych elementów zależy od rodzaju kleju.

Wykonanie prawidłowego połączenia na zakładkę wymaga zastosowania się do kilku zasad. Po pierwsze, nachylenie nie powinno być większe niż 1 : 15. Kierunek włókien względem połączenia na zakładkę jest również ważnym czynnikiem. Najkorzystniejszy sposób przygotowania elementów do klejenia jest taki, aby wszystkie cięcia na zakładkę były wykonane wzdłuż kierunku nachylenia włókien. Chodzi o to, aby zminimalizować ilość włókien czółowych widocznych na powierzchni połączenia na zakładkę, gdyż klejenie takich włókien jest trudniejsze i powoduje słabsze połączenie (ryc. 5). Ponadto, w elementach laminowanych odległość wzdłużna między najbliższymi końcami łączenia sklejk w sąsiednich laminacjach nie może być mniejsza niż 10-krotność grubości laminacji [7].

Laminowanie

Laminowanie drewna to proces obróbki polegający na sklejanju wielu cienkich warstw drewna, zwanych lamelami lub fornirami. Robi się to za pomocą kleju i nacisku, tworząc jeden, mocniejszy i bardziej stabilny element. W przeciwieństwie do sklejk, w której włókna układają się pod kątem 90 stopni, w klejonym drewnie włókna zazwyczaj biegną równolegle, choć istnieją również laminaty krzyżowe. Technika laminowania pozwala na wytwarzanie elementów o kształtach krzywych drugiego stopnia, które występują często w przypadku wręg kadłuba lub żeber skrzydła [3]. Rycina 6 przedstawia wręg kadłuba samolotu w trakcie laminowania. W celu prawidłowego klejenia należy zastosować liczne ściski stolarskie na całym obwodzie elementu o kształcie elipsoidalnym. Elementy konstrukcyjne otrzymywane metodą laminowania posiadają znacznie wyższe parametry użytkowe niż drewno gięte, a przede wszystkim wyższą wytrzymałość mechaniczną [4].



Ryc. 6 Przykład elementu konstrukcji wykonanego metodą laminowania

Konserwacja i zabezpieczenie lotniczych konstrukcji drewnianych

Istotną wadą drewna jest wrażliwość na działanie wilgoci oraz brak odporności na szkodliwe oddziaływanie drobnoustrojów, w tym przede wszystkim grzybów. Degradacja konstrukcji drewnianej wskutek działania grzybów jest powolna i zazwyczaj niewidoczna aż do momentu zniszczenia elementu struktury w momencie przeciążenia, co może nawet spowodować katastrofę. Wraz z rozwojem grzyba zachodzący proces fizyczny powoduje ciemnienie i rozjaśnianie obszarów drewna, otwieranie powierzchni, a następnie ich pęknięcie.

Grzyb często przenika do elementów konstrukcyjnych wraz z wodą deszczową lub śniegiem – przedostaje się przez nieszczelne osłony kabiny, otwory stabilizatorów w kadłubie oraz przez okucia skrzydeł i mocowania goleni podwozia we wnękach na koła. Pojawienie się grzybów jest najczęściej skutkiem lotów na mokrych lub pokrytych śniegiem pasach startowych lub lotniskach trawiastych. Innym szkodliwym zjawiskiem jest kondensacja pary wodnej, która występuje wskutek różnicy temperatur (chłodny przedmiot w zderzeniu z ciepłym wilgotnym powietrzem) w niedostatecznie wentylowanych miejscach. Tworzy się wówczas naprzemiennie wilgotna i sucha atmosfera, idealna do rozwoju procesów gnilnych. Drewniany samolot powinien być stale hangarowany. Mimo stosowania powłok ochronnych, czas i działanie unoszących się w powietrzu substancji chemicznych powodują degradację drewna. Pęknięcia w powłokach, nawet bardzo cienkie, wchłaniają wilgoć w efekcie zjawisk kapilarnych. Dodatkowo, metalowe okucia mające kontakt z drewnem sprzyjają gniciu w wyniku działania produktów korozji [7].

Drewniana konstrukcja samolotu jest podatna na ukryte uszkodzenia spowodowane przez owady żerujące na drewnie. Widać ich obecność w drobnych otworach i kawałkach przeżutego drewna – trocinach. Niektóre żerujące owady można wręcz usłyszeć. Prawidłowe zabezpieczenie drewna środkiem uszczelniającym, takim jak lakier lub mieszanka żywiczna, zastosowane podczas montażu samolotu lub po naprawach, stanowi ochronę przed szkodnikami.

Powierzchnia drewna jest porowata i umiarkowanie chłonna. Dlatego też drewniane elementy konstrukcji samolotu muszą być zabezpieczone przed chłonnością poprzez nałożenie impregnatu lub podkładu. Wnika on tylko na tyle głęboko, aby zamknąć pory, zanim będzie można nałożyć równomierną warstwę wykończeniową.

Drewno liściaste o tak dużych porach jak w przypadku brzozy wymaga nakładania szpachłówki poprzez wcieranie jej w słoje drewna w celu ich zapchania. Aby uzyskać wykończenie o lustrzanej gładkości, właściwie każdy rodzaj drewna należy pokryć szpachłóvką do szlifowania, której część jest szlifowana po wyschnięciu.

Aby powłoki ochronne mogły dostosowywać się do zmian kształtu i wymiarów powierzchni, muszą pozostać w pewnym stopniu plastyczne przez cały okres użytkowania. Wymagany stopień plastyczności stoi zazwyczaj w sprzeczności z potrzebą szybkiego schnięcia i twardości powłoki.

Ważne, by po wyschnięciu powłoki ochronne zwiększały wagę samolotu w jak najmniejszym stopniu.

Farby poliuretanowe zastąpiły tradycyjne emalie starszego typu. Powszechnie uważa się, że w przypadku powierzchni zewnętrznych najlepszym systemem malarskim są podkłady epoksydowe i poliuretanowe powłoki nawierzchniowe. Farby te są wyjątkowo trwałe i zachowują „mokry wygląd” nowej powłoki przez wiele lat. Jednym z mankamentów tych farb jest to, że wilgoć uwięziona pod powłoką powoduje korozję metalu. Testy przeprowadzone w krajowym laboratorium badawczym w USA – „Forest Products Laboratory” pokazują jednak, że farby poliuretanowe i epoksydowe mają doskonałą skuteczność, jeśli chodzi o eliminację wilgoci. Jest ona niemal równa skuteczności farb pigmentowanych aluminium [7].

W celu ochrony zaleca się stosowanie powłok epoksydowych lub poliuretanowych na wewnętrznych powierzchniach konstrukcji drewnianej (ryc. 7). Korzystne jest nałożenie dwóch warstw. Przykładem produktu dostępnego komercyjnie są żywice epoksydowe West System, znane w szkodnictwie. Żywice te zostały specjalnie opracowane w celu zapewnienia drewnu maksymalnej ochrony przed wilgocią. Epoksydy są rozpuszczane reaktywnymi rozcieńczalnikami. Reaktywność należy rozumieć jako udział rozcieńczalnika w reakcji chemicznej, dzięki której tworzy się na drewnie trwała, szczelna warstwa. Zastosowanie zwykłych rozpuszczalników powoduje powstanie warstwy porowatej, ponieważ rozpuszczalnik odparowuje podczas utwardzania epoksydu. W takim przypadku szczelność powłoki nie jest zachowana [5].



Ryc. 7. Nakładanie warstwy ochronnej żywicy epoksydowej na powierzchnie wewnętrzne konstrukcji skrzydła

Przykłady konstrukcji lotniczych wykorzystujących drewno

F8L Falco

Samolot Falco jest dziełem włoskiego konstruktora Stelio Fratiego. Powstał w roku 1955 jako dwumiejscowy dolnopłat z chowanym, trójkołowym podwoziem. Głównym

przeznaczeniem samolotu były loty sportowe, akrobacyjne oraz daleka turystyka lotnicza. Falco charakteryzuje się klasyczną sylwetką, dzięki której zyskał przydomek „Ferrari of the air”. Jednak najistotniejszą zaletą tego samolotu jest jego układ aerodynamiczny, w tym geometria i proporcje powierzchni skrzydeł i usterzeń, co powoduje, że Falco posiada bardzo dobre własności lotne. Samolot był produkowany we Włoszech w wytwórniach Aviamilano, Aeromere oraz Laverda (producent motocykli). W latach 80. XX w. amerykański inżynier lotniczy Alfred Scott, w porozumieniu z konstruktorem, opracował szczegółową dokumentację technologiczną samolotu, mając na celu wdrożenie produkcji zestawów do samodzielnego montażu. Tak powstał Sequoia F8L Falco, który jest do dziś budowany przez konstruktorów-amatorów (tzw. *home builders*) na całym świecie [3]. Grafika na okładce niniejszego numeru TLiA prezentuje samolot Falco, G-HCWB, zbudowany przez Angus Buchanana z Wielkiej Brytanii w 2018 r.

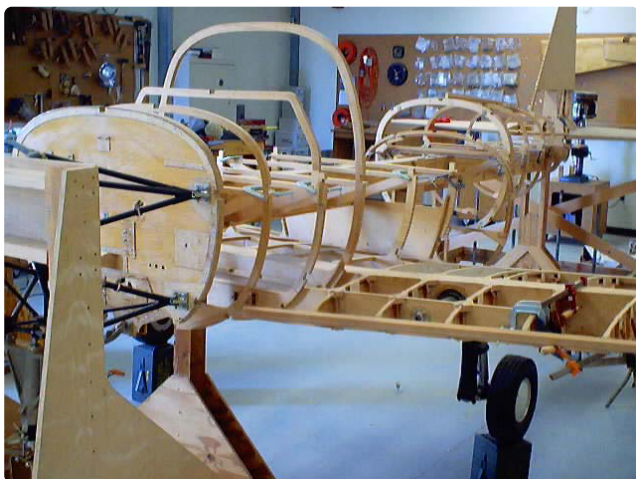
Samolot Falco został zaprojektowany i skonstruowany jako całkowicie drewniany. Kadłub posiada konstrukcję półskorupową z wręgami i podłużnicami, zaś skrzydła są dwudźwigarowe z klasycznymi ażurowymi żebrami. Głównym materiałem konstrukcyjnym szkieletu jest świerk sitkajski, z którego laminowane są wręgi i półwręgi kadłuba (ryc. 8), podłużnice kadłuba, skrzynkowe dźwigary, a także żebra skrzydła i usterzeń (ryc. 9 i 10). Elementy żeber o kształtach elipsoidalnych są również wykonane technologią laminowania drewna. Poszycie kadłuba, skrzydeł i usterzeń stanowią arkusze sklejki brzozonej. Jedynymi elementami metalowymi są okucia, golenie podwozia i elementy układu sterowania. Rycina 4 przedstawia fragment planów konstrukcyjnych samolotu, zaś rycina 5 pokazuje fragment konstrukcji skrzydła. Dokumentacja technologiczna dostępna na stronie seqair.com, zawiera szczegółowe rysunki wykonawcze wszystkich elementów drewnianych [7].



Ryc. 8. Drewniana konstrukcja kadłuba samolotu F8L Falco. Widoczne laminowane wręgi

Samolot Falco charakteryzuje się wysokimi osiąganymi, np. prędkość przelotowa wynosi 250 km/h, a zasięg 1400 km. Warto odnotować, że Włoch Andrea Tremolada w lipcu 2000 r. przeleciał na samolocie F8L Falco z Włoch do Bra-

zylia, pokonując Atlantyk Południowy. Odcinek o długości 1982 mil morskich, między Capo Verde a Recife, pokonał w czasie 13 h 43'. Lot odbywał się w bardzo trudnych warunkach pogodowych, wśród burz. Pilot musiał wznieść się na wysokość 15 000 stóp, aby uniknąć niebezpiecznych turbulencji. Intensywny deszcz spowodował czasową niesprawność większości elektronicznych urządzeń pokładowych, ale Tremolada nie utracił kontroli nad maszyną i szczęśliwie wylądował na lotnisku Recife w Brazylii [14].



Ryc. 9. Szkielet skrzydła F8L Falco



Ryc. 10. Konstrukcja części ogonowej – usterzenia poziome i pionowe

Samolot Integral R

Francuska firma Aura Aero wykorzystuje drewno w samolotach Integral (ryc. 11). Bazując na konstrukcjach sprzed lat, jak np. CAP10/20, CAP 232 oraz ROBIN 400, postanowiono stworzyć serię nowoczesnych samolotów szkolno-treningowych, wykorzystując drewno jako główny materiał konstrukcyjny skrzydeł [11]. Jak uzasadniono wybór drewna? Po pierwsze, jest to surowiec odnawialny, zatem zapewnia niższy ślad węglowy i brak problemów z recyklingiem. Drewno jest tradycyjnym materiałem lotniczym, sprawdzonym w przeszłości w różnorodnych konstrukcjach lotniczych,

a w połączeniu z włóknem węglowym zapewnia lekką, wytrzymałą i łatwą w naprawie konstrukcję. Hybrydowa konstrukcja drewniano-węglowa zapewnia wytrzymałość i odporność mechaniczną samolotu, poprawia jego parametry środowiskowe poprzez minimalizację wpływu na środowisko i redukcję śladu węglowego, a także zapewnia wydajność w wymagających misjach szkoleniowych. Należy zaznaczyć, że francuski przemysł lotniczy posiada bogate tradycje w zakresie projektowania, wdrażania i produkcji samolotów drewnianych. Wprawdzie chodzi głównie o małe samoloty, 2- lub 4-miejscowe, jednak ogólna liczba wyprodukowanych egzemplarzy, opinie użytkowników, a także fakt, iż wiele z samolotów wyprodukowanych w latach 50. i 60. XX w. lata do dziś, jest ważnym argumentem na rzecz drewna.



Ryc. 11. Samolot Integral R, w którym wykorzystano drewno jako materiał konstrukcyjny



Ryc. 12. Wizualizacja projektu Integral E

W konstrukcji samolotów Integral wykorzystano również nowoczesne metody projektowania i doboru materiału. Precyzyjna orientacja słoików drewna, zautomatyzowana za pomocą oprogramowania CAD, pozytywnie wpływa na wytrzymałość i integralność kadłuba oraz całości płatowca.

Integral R jest samolotem dwumiejscowym, w układzie dolnopłata ze stałym podwoziem, dwu lub trójkołowym. Jest on certyfikowany według przepisów EASA CS-23 oraz FAA. Posiada napęd na silnik tłokowy Lycoming AEIO-390, który zapewnia prędkość przelotową 278 km/h. Główne zastosowanie samolotów Integral R to szkolenie podstawowe i zaawansowane, w tym akrobacja lotnicza, co umożliwia szeroki zakres współczynnika obciążeń dynamicznych +7,5/-

7,5 g dla kategorii CAT A2 przy masie całkowitej 935 kg. Rycina 12 przedstawia projekt, będącej w trakcie rozwoju, wersji Integral E, napędzanej silnikiem elektrycznym Safran ENGINEUS 100B1 o mocy 125 kW. Będzie to najbardziej zaawansowany samolot, jeśli chodzi o zeroemisyjność i przyjazną dla środowiska technologię produkcji.

Śmigła MT-Propeller

Śmigła lotnicze są przykładem zastosowania drewna w konstrukcji elementów układu napędowego statku powietrznego. Pierwsze śmigła były wykonywane z drewna klejonego, lecz już w latach 30. XX w. zaczęto produkować śmigła metalowe, które charakteryzowały się wyższą wytrzymałością i udurocznością. Jednakże nie zrezygnowano całkowicie z użycia drewna w technologii śmigieł lotniczych, a ostatnio przeżywa ono renesans. Niemiecka firma MT-Propeller oferuje kilkadziesiąt modeli śmigieł zarówno do tłokowych, jak i turbinowych samolotów. Drewno jest tu wykorzystywane jako materiał rdzenia łopaty śmigła.

Centralny rdzeń łopaty śmigła wykonywany jest z wysokiej jakości wielowarstwowo laminowanego drewna świerkowego lub jesionowego, a w niektórych konstrukcjach stosuje się sprasowane, uplastycznione drewno bukowe. Przekrój łopaty śmigła wykonanego tym sposobem pokazano na rycinie 13. Technologia określona jako „natural composite” bazuje na doświadczeniach jeszcze z czasów II w. św., gdy łopaty śmigieł samolotów myśliwskich były produkowane z drewna. W efekcie otrzymuje się lekkie i wytrzymałe śmigło o wysokim dekremencie tłumienia. Krawędź natarcia łopaty jest wzmacniana przez obrzeżowanie warstwą metalu, przykładowo niklowo-kobaltową [13].



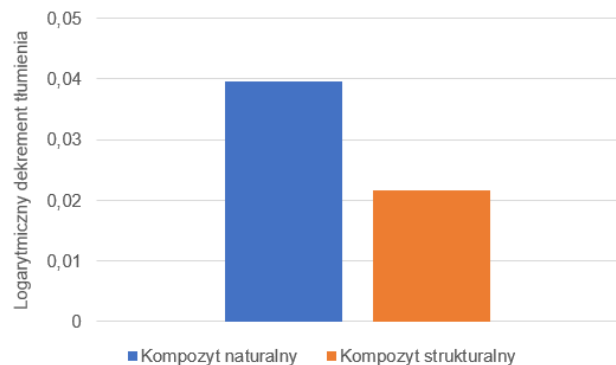
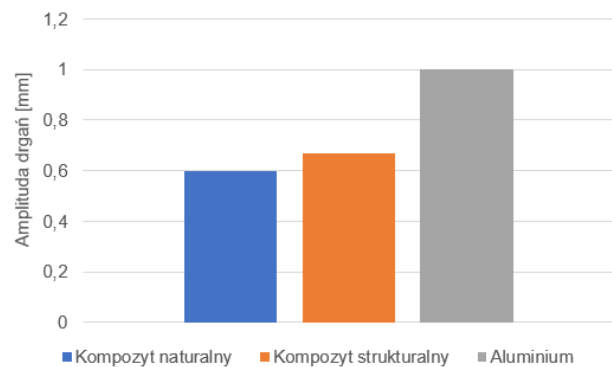
Ryc. 13. Przekrój łopaty śmigła wykonanej z drewna klejonego

Przykładem śmigła o konstrukcji wykorzystującej drewno jest MT/BLR Whisper Prop, które zastosowano do napędu dwusilnikowego samolotu turbinowego Beechcraft King Air 90 (ryc. 14). Łopaty kompozytowe są wykonane z wysokowytrzymałego, uplastycznionego drewna konstrukcyjnego w połączeniu z warstwami włókna węglowego. Opracowano serię śmigieł 4-, 5-, a nawet 7-łopatowych, które posiadają mniejszą średnicę przy minimalnym wzroście masy całkowitej. Mniejsza średnica śmigła redukuje ryzyko zassania ciał obcych z drogi startowej, dzięki czemu zmniejsza się ryzyko uszkodzenia łopat śmigła, silnika oraz poszycia płatowca. Dzięki lżejszym łopatkom redukcja momentu żyroskopowego zmniejsza obciążenia dynamiczne na silniku i płatowcu o 40%. Drewniany rdzeń łopat śmigła zapewnia o 45% wyższy współczynnik tłumienia, co skutkuje znaczącą redukcją drgań i hałasu, poprawiając komfort w kabinie i kokpicie oraz zmniejszając zmęczenie akustyczne samolotu i przyrządów pokładowych (ryc. 15). Pomiary wykazały redukcję poziomu ciśnienia akustycznego przez

śmigło Whisper Prop w porównaniu z oryginalnym śmigłem fabrycznym, odpowiednio o 6,5 dB(A) dla samolotu Beech 1900C i o 5 dB(A) dla samolotu Beech 1900D. TBO śmigieł MT/BLR Whisper Prop wynosi 4500 godzin lub 72 miesiące [10].



Ryc. 14. Samolot Beech King Air 90 ze śmigłami pięciołopatkowymi MT



Ryc. 15. Wpływ materiału łopaty śmigła na amplitudę drgań i współczynnik tłumienia

Innym obszarem stosowania drewna w budowie statków powietrznych są elementy struktury drugo- i trzeciorzędowej, takie jak odłogi w samolotach transportowych i pasażerskich, a także elementy wykończenia wnętrza kabiny pasażerskiej w samolotach klasy luksusowej. Austriacka firma F/List oferuje wykończenia kabiny w drewnie według projektu odbiorcy lub własnych aranżacji [12].



Ryc. 16. Drewniane elementy wykończenia kabiny pasażerskiej samolotu klasy luksusowej

Podsumowanie

Obecnie drewno ma marginalne zastosowanie jako materiał konstrukcyjny w przemysłowej produkcji samolotów. Jest natomiast chętnie wykorzystywane do amatorskiej budowy samolotów klasy „experimental” (ew. „specjalny”), głównie ze względu na prostotę technologii obróbki. Podejmowane są próby powtórnego włączenia drewna do produkcji samolotów lub ich podzespołów (w formie drewna klejonego z przekładkami z kompozytu węglowego). Zastosowanie tego materiału w konstrukcjach lotniczych na szerszą skalę jest ograniczone, na przeszkodzie stoją niewystarczające zasoby naturalne świerka sitkajskiego, który jest najbardziej odpowiednim gatunkiem do budowy samolotów. Niewykluczone jednak, że coraz ostrzejsze wymagania związane z wdrażaniem programów dekarbonizacji przemysłu skłonią konstruktorów do sięgnięcia po drewno jako składnik kompozytu.

Bibliografia:

- [1] Becar, N.J. (1989). Selection and Evaluation of Wood. W: Poberezný, P., Schmid, S.H. (ed.). *EAA Aircraft Building Techniques, Wood*. EAA Aviation Foundation, Oshkosh, WI, USA, s.19–21.
- [2] Goyer, N. (1999). Building Wood Aircraft. *Custom Planes*, 2(3), s. 20–25, 89.
- [3] Henry, S. (1998). Falco. The Sequoia Aircraft Company and Stelio Frati. *Custom Palnes*, 1(3), s. 34–39.
- [4] Jagels, R. (2025). A Deep Dive into Bending Wood. *Wooden Boat*, 304, s. 88–89.
- [5] Poberezný, P., Schmid, S.H. (ed.) (1989). *EAA Aircraft Building Techniques, Wood*. EAA Aviation Foundation, Oshkosh, WI, USA.
- [6] Ross, R.J. (ed.) (2010). *Wood Handbook. Wood as Engineering Material*. United States Department of Agriculture. Forest Service. Forest Product Laboratory, General Technical Report FPL-GTR-190, Madison Wisconsin, USA.
- [7] Scott, A. (2002). *F8L Falco Construction Manual*, Sequoia Aircraft Corporation, Virginia, USA.
- [8] *Design of Wood Aircraft Structures*. (1944). ANC-18 Bulletin. United States Department of Agriculture. Forest Service. Forest Product Laboratory. Army-Navy-Civil Committee on Aircraft Design Criteria, Washington, USA.
- [9] *Wood Aircraft Inspection and Fabrication*. (1944). ANC-19 Bulletin. United States Department of Agriculture. Forest Service. Forest Product Laboratory. Army-Navy-Civil Committee on Aircraft Design Criteria, Washington, USA.
- [10] <https://skiesmag.com/press-releases/blr-names-alpine-air-express-as-launch-partner-for-beech-1900d-whisper-prop/> (dostęp: 13.08.2025).
- [11] <https://aura-aero.com/en/> (dostęp: 12.08.2025).
- [12] <https://f-list.at/en/> (dostęp: 28.08.2025).
- [13] https://www.mt-propeller.com/en/entw/pro_blades.htm (dostęp: 13.08.2025).
- [14] <http://seqair.com/Hangar/Tremolada/Tremolada.html> (dostęp: 4.09.2025).



Turbośmigłowy silnik z regeneracją ciepła do napędu samolotów ultralekkich

Jarosław Pytka
Politechnika Lubelska

Streszczenie

Artykuł dotyczy silnika turbośmigłowego z układem regeneracji ciepła. Omówiono rys historyczny, podstawy teoretyczne oraz przykładowe rozwiązania konstrukcyjne powstałe na przestrzeni lat. Przedstawiono innowacyjność silnika turbośmigłowego z odzyskiem ciepła, opracowanego i wdrożonego do produkcji przemysłowej z przeznaczeniem do napędu samolotów ultralekkich. Omówiono zalety i wady, praktyczne wnioski z prób w locie, a także zasygnalizowano potencjalne możliwości rozwoju przedstawianego w artykule silnika.

Słowa kluczowe: silnik turbinowy, silnik turbośmigłowy, regeneracja ciepła, samoloty ultralekkie

Wprowadzenie

Silnik turbinowy stanowi korzystne źródło napędu statków powietrznych. Posiada wiele zalet, wśród których należy wymienić wysoki stosunek mocy do masy, wysoką wartość mocy użytecznej, korzystne charakterystyki wysokościowe, niewielkie wymiary, a także możliwość dostosowania do napędu różnych statków powietrznych. W dobie ogólnoświatowego kryzysu paliwowego i coraz silniejszych nacisków ze strony ekologów, wysokie zużycie paliwa w silniku turbinowym okazuje się istotną wadą, która może doprowadzić do znacznych ograniczeń, pośrednio także w rozwoju lotnictwa. Dlatego też każde działanie mające na celu polepszenie ogólnej sprawności cieplnej i ograniczenie zużycia paliwa jest uzasadnione. Jednym z rozwiązań, które mogą pozytywnie wpłynąć na sprawność cieplną silnika turbinowego jest tzw. karnotyzacja, czyli szereg zabiegów mających na celu modyfikację

rzeczywistego obiegu termodynamicznego silnika tak, aby był on jak najbardziej podobny do obiegu Carnota dla danego zakresu temperatur roboczych. Najczęściej stosowane zabiegi w ramach karnotyżacji to regeneracja ciepła i przegrzew wtórny.

Regeneracja ciepła w silniku turbinowym polega na zachowaniu w obiegu termodynamicznym części ciepła zawartego w czynniku roboczym. Jak wiadomo, gazy spalinowe osiągają znaczną temperaturę, do 1000°C w przypadku silnika turbodrzutowego, a biorąc pod uwagę natężenie przepływu spalin sięgające wartości 100 kg/s , straty ciepła są bardzo duże. Stąd sprawność cieplna silnika turbodrzutowego jednaprzepływowego jest stosunkowo niska i mieści się w zakresie 25–40%.

Regeneracja ciepła, szeroko stosowana w turbinach gazowych elektrowni w celu zwiększenia sprawności cyklu, może być korzystna również w przypadku turbinowych silników lotniczych. Problematiczna jest obecność wymienników ciepła jako niezbędnych środków technicznych do realizacji zmodyfikowanego cyklu. Powoduje to wzrost wymiarów i masy silnika z wymiennikiem, a ponadto wymienniki ciepła narzucają złożony schemat przepływu wewnątrz silnika, co dodatkowo zwiększa złożoność instalacji. Dlatego też do tej pory niewiele rozwiązań osiągnęło wymagany stopień gotowości technologicznej.

W latach 60. XX w. opracowano silnik Allison T78, który posiadał jeden wał z 14-stopniową sprężarką osiową i 4-stopniową turbiną oraz komorę spalania w kształcie kanałika z sześcioma płomienicami. Był to silnik turbośmigłowy z reduktorem osadzonym zdalnie na trójramiennym wsporniku rurowym. Regeneracja ciepła w silniku T78 polegała na tym, że gorące gazy wylotowe z turbiny przepływały do rury wylotowej, której wewnętrzna ściana posiadała kształt stożkowy, a zewnętrzna stanowiła blok rurowego wymiennika ciepła. Układ wymiennika zintegrowano z silnikiem w ten sposób, że czynnik roboczy mógł być kierowany do regeneratora poprzez zamknięcie wylotu, wówczas osiągnano zwiększenie sprawności przy jednoczesnym zmniejszeniu mocy.

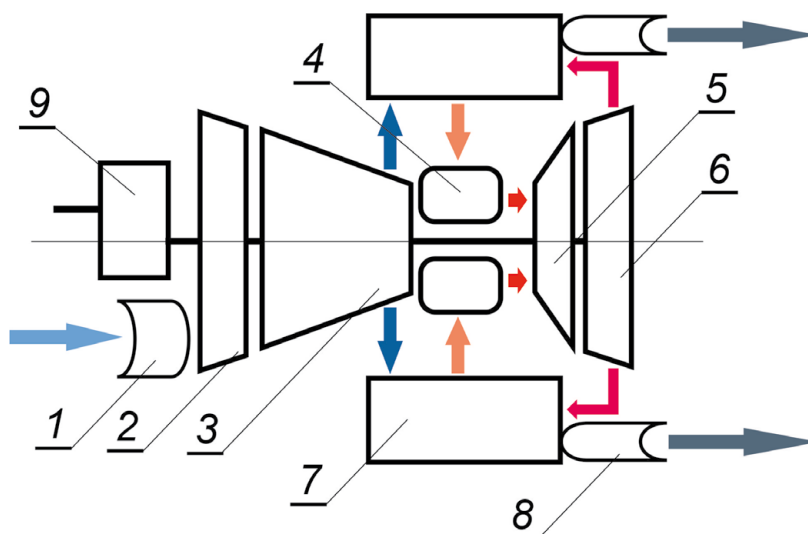
Natomiast otwarcie wylotu i omińnięcie układu wymiennika zapewniające swobodny przepływ większości gazów spalinowych pozwalało na uzyskanie wysokiej mocy podczas startu, wznoszenia lub operacji na dużych wysokościach. Dalszych prac rozwojowych zaniechano, głównie ze względu na pojawienie się silników turbinowych dwuprzepływowych, w których zużycie paliwa było konkurencyjnie niskie [7], [9].

W ostatnich latach powrócono do koncepcji silnika turbinowego z regeneracją ciepła. Wymaganiem dziś lotniczym silnikiem służącym do regeneracji ciepła z gazów wylotowych jest silnik turbośmigłowy. Wymóg jego użycia wynika stąd, że w silniku turbodrzutowym podczas procesów przemiany entalpii, która jest źródłem energii kinetycznej strumienia, odzysk ciepła z czynnika roboczego przed rozprężeniem powoduje zmniejszenie siły ciągu. Natomiast w przypadku silnika turbośmigłowego, ciepło jest odzyskiwane z czynnika roboczego po rozprężeniu w turbinie, co praktycznie nie wpływa na osiągi silnika: odzysk ciepła jest zyskiem netto. Drugim bardzo ważnym skutkiem regeneracji ciepła jest zmniejszenie zużycia paliwa, a w konsekwencji redukcja emisji dwutlenku węgla i innych produktów spalania. Dbałość o środowisko naturalne, tzw. zeroemisyjność, ma obecnie coraz większe znaczenie w projektowaniu statków powietrznych i silników napędowych.

Jak już wspomniano, regeneracja ciepła wymaga zastosowania dodatkowych środków technicznych (wymiennik, instalacja, układ sterowania), co w przypadku silników napędowych samolotów ultralekkich stanowi istotny problem konstrukcyjno-technologiczny. W dalszej części artykułu zostanie przedstawiony innowacyjny silnik turbośmigłowy do napędu samolotu lekkiego.

Podstawy teoretyczne

Schemat przykładowego rozwiązania silnika turbośmigłowego z regeneracją ciepła pokazano na rycinie 1. W przedstawionym przykładzie silnik jest dwuwałowy, z wlotem (1),



Ryc. 1. Schemat silnika turbinowego z regeneracją ciepła

dwoma sprężarkami – niskiego i wysokiego ciśnienia (oznaczenia 2 i 3), typową turbiną wytwornicową (5) oraz roboczą (6). Regeneracja ciepła zachodzi w układzie wymiennika (7), połączonego z turbiną roboczą. Część sprężonego powietrza po ogrzaniu – odebraniu ciepła od czynnika roboczego – przedostaje się do komory spalania (4) [1]. Silnik posiada też reduktor prędkości obrotowej wału (9).

Regeneracja polega na odzyskaniu ze strumienia spalin części ciepła, które w przeciwnym razie, po opuszczeniu rury wylotowej silnika, zostałyby utracone. Odzyskane ciepło zostaje następnie użyte do wstępnego podgrzania powietrza z wylotu sprężarki przed wprowadzeniem go do komory spalania. Zgodnie ze schematem na rycinie 1, powietrze po sprężeniu przepływa przez przeciwprądowy wymiennik ciepła (7), w którym na drodze przemiany izobarycznej (odcinek 2–2R na rycinie 2) jest ogrzewane kosztem ciepła oddawanego przez spaliny wypływające z turbiny (6). Następnie podgrzane w wymienniku ciepła powietrze przechodzi do komory spalania, gdzie wraz z paliwem tworzy mieszaninę palną, która spala się na drodze przemiany izobarycznej (odcinek 2R–3). Powstały czynnik roboczy jest potem kierowany do turbiny, w której następuje rozprężanie izentropowe. Proces powtarza się, spaliny wychodzące z turbiny trafiają do wymiennika ciepła, gdzie następuje proces odzysku ciepła, opisany powyżej. Wypływ spalin do atmosfery następuje przez rurę wylotową (8). Patrząc globalnie, skoro powietrze wchodzące do komory spalania przenosi ciepło odzyskane ze spalin, to do zrealizowania założonego cyklu termodynamicznego wystarcza mniejsza jego ilość. W efekcie, do uzyskania pożądanej temperatury potrzeba mniej paliwa. Sprawność cieplna cyklu wzrasta, a zużycie paliwa maleje [5].

Ponieważ wymiennik ciepła może być skonstruowany jako przeciwprądowy, a ilości obu czynników są w przybliżeniu takie same, to teoretycznie można przyjąć, że temperatury w punktach 2R i 4 oraz 4R i 2 mogą być jednakowe. Regeneracja ciepła ma sens w przypadku gdy $T_4 > T_2$.

Na rycinie 2 przedstawiono przykładowy obieg silnika turbinowego z regeneracją ciepła. Powietrze jest ogrzewane od punktu T_2 (wylot sprężarki wysokiego ciśnienia) do punktu T_{2R} (wlot komory spalania) za pomocą ciepła uwalnianego przez gaz oraz od punktu T_4 (wylot turbiny napędowej) do punktu T_{4R} (wlot dyszy wydechowej).

Sprawność obiegu teoretycznego powietrznego z regeneracją, w którym czynnikiem roboczym jest gaz doskonały wyraża się wzorem [5]:

$$\eta_t = 1 - \frac{T_1}{T_3} \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}$$

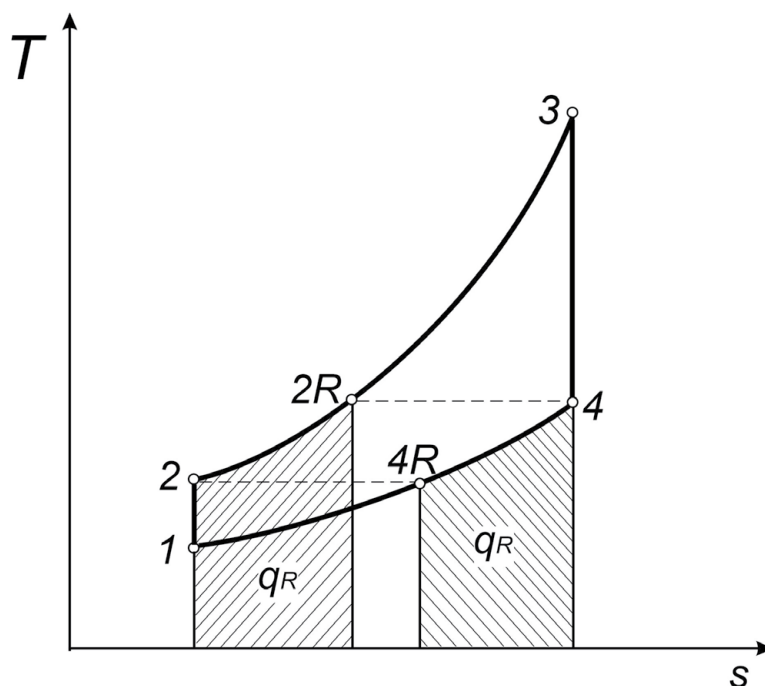
gdzie p_1, p_2 – ciśnienia przy sprężaniu, κ – wykładnik politropy rozprężania.

Stożek odzyskania ciepła w wymienniku jest przedstawiany współczynnikiem regeneracji ψ :

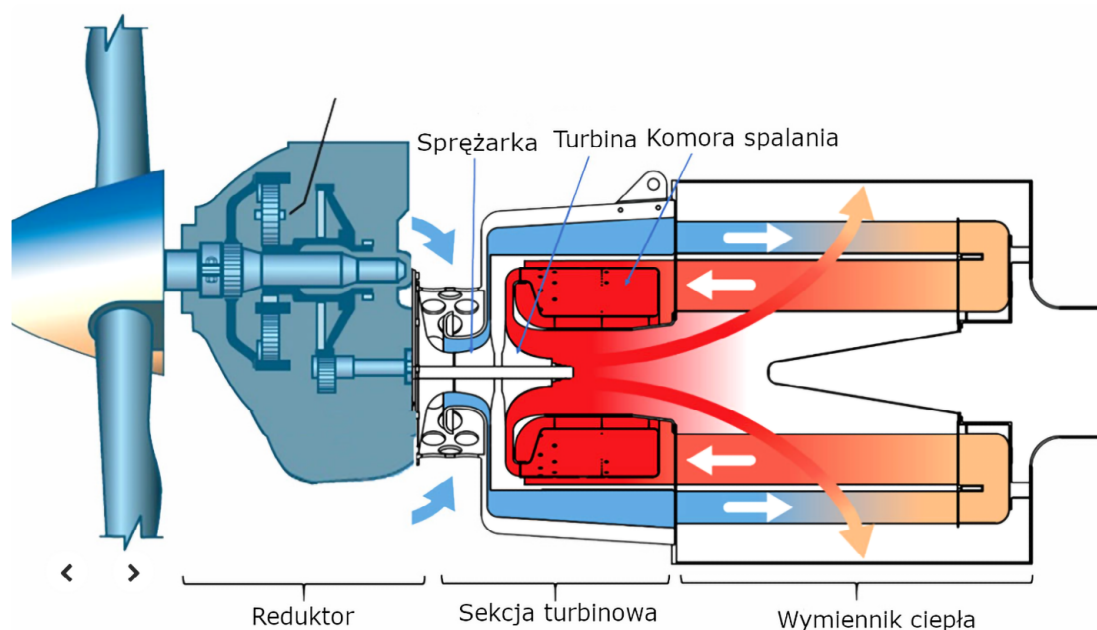
$$\psi = \frac{T_{2R} - T_2}{T_4 - T_2}$$

Teoretyczna masa zaoszczędzonego paliwa m_f wynosi:

$$m_f = \frac{m_a c_p (T_{2R} - T_2)}{H_i}$$



Ryc. 2. Teoretyczny obieg silnika turbinowego z regeneracją ciepła



Ryc. 3. Schemat silnika turbośmigłowego z regeneracją według koncepcji firmy Turbotech (źródło: Turbotech Aero)

Rzeczywiste wymienniki ciepła nie wymieniają całego możliwego ciepła, działają w zależności od różnicy temperatur czynników i natężenia przepływu masy. W rozwiązaniach stosowanych praktycznie ilość przekazywanego ciepła jest zmienna, a wydajność tego procesu uzależniona jest m.in. od geometrii kanałów przepływowych, charakterystyki powierzchni elementów wymiennika czy materiałów konstrukcyjnych. Jednym z najważniejszych parametrów wpływających na rzeczywistą wymianę ciepła jest wielkość powierzchni wymiany. Im większa, tym więcej ciepła wymiennik przekazuje. Duża masa i wymiary wymienników ciepła sprawiły, że znane dotychczas silniki turbinowe z regeneracją ciepła były znacznie większe i dużo cięższe od wersji tradycyjnych. Obok pojawienia się silników turbowentylatorowych o znacznie korzystniejszym zużyciu paliwa, było to głównym powodem, dla którego zaprzestano badań nad tymi konstrukcjami i zahamowano ich rozwój.

Silnik Turbotech T90R

Dynamiczny rozwój lotnictwa lekkiego i ultralekkiego stale inspiruje do tworzenia nowych rozwiązań w zakresie napędu samolotów. Skonstruowanie i zbudowanie małego, a jednocześnie wysokosprawnego wymiennika ciepła oraz zintegrowanie go z silnikiem turbinowym było kluczem do sukcesu nowego silnika z regeneracją ciepła. Francuska firma Turbotech opracowała silnik turbinowy z wymiennikiem ciepła przeznaczony do stosowania w samolotach lekkich i ultralekkich. Silnik Turbotech T90R waży 85 kg, rozwija moc maksymalną 141 kW, zaś jego zużycie paliwa wynosi 20 l/h przy 50% mocy na wale. Powyższe parametry

są konkurencyjne względem typowego silnika tłokowego podobnej wielkości, np. Rotax 916 iS, co sprawia, że omawiany silnik turbinowy jest korzystnym źródłem napędu dla samolotów lekkich i ultralekkich, śmigłowców oraz bezzałogowców [6], [8]. Na szczególną uwagę zasługują niskie zużycie paliwa, uzyskane dzięki regeneracji ciepła. W silniku zastosowano innowacyjne rozwiązania komory spalania oraz wymiennika ciepła. Oba są chronione międzynarodowymi patentami [2], [3].

Schemat omawianego tu silnika przedstawiono na rycinie 3. Komora spalania obejmuje dwie współosiowe, osiowo-symetryczne ściany rozciągające się jedna w drugą i ograniczające między sobą pierścieniowy obieg powietrza. Kolejne elementy komory to ściana zewnętrzna i co najmniej jeden wtryskiwacz przechodzący przez ściany za pośrednictwem portów. Wtryskiwacz obejmuje rurę obwodową połączoną ze ścianami za pomocą trzech połączeń, spośród których co najmniej dwa są typu ślizgowego, kulowego lub mieszkowego [2].

Pierścieniowy wymiennik ciepła utworzony jest przez zespół niezależnych rur zmontowanych za pomocą środków mocujących i posiadających cylindryczną wnękę otwierającą się jednym końcem na wylot turbiny, przy czym zespół rur jest włożony do wspomnianej wnęki. Wymiennik ciepła składa się z pierwszego i co najmniej jednego drugiego pierścieniowego pakietu, współosiowego z pierwszym pierścieniowym pakietem. Pierścieniowa konstrukcja zamykająca wyznacza zewnętrzną pierścieniową wnękę, do której wchodzi strumień gazów z pierwszej wiązki rur. Zostają one następnie odchylone od spodu w kierunku wewnętrznej wnęki, współosiowej z zewnętrzną pierścieniową wnęką i otwierającej się na rury drugiej wiązki [3]. Silnik Turbotech T90R pokazano na rycinie 4.



Ryc. 4. Silnik Turbotech T90R (źródło: Turbotech Aero)

Samolot z napędem na silnik turbośmigłowy z regeneracją ciepła

Silnik znalazł zastosowanie w napędzie lekkiego samolotu Bristell XL8. Jest to dwumiejscowy samolot w układzie dolnopłata, ze stałym podwoziem z kołem przednim. Bristell XL8 jest popularnym samolotem ultralekkim o konstrukcji metalowej z napędem na silnik tłokowy Rotax, model 912, 915 lub 916. Znajduje zastosowanie w szkoleniu podstawowym i zaawansowanym, a także jako samolot do turystyki lotniczej. Jest produkowany przez czeską firmę BRM Aero, dostępny też w kategorii UL (Ultralekki) i certyfikowany zgodnie z CS-23.

Samolot Bristell XL8 z napędem na silnik turbośmigłowy Turbotech T90R, pokazany na rycinie 5 charakteryzuje się wysokimi osiągnięciami w zakresie prędkości maksymalnej i prędkości wznoszenia przy jednoczesnym zużyciu paliwa jak w przypadku wersji tłokowej. Z tych powodów turbośmigłowy Bristell, a szczególnie jego napęd, może stać się krokiem milowym w rozwoju lotnictwa lekkiego.

Własności lotne samolotu Bristell XL8 z silnikiem Turbotech T90R zostały sprawdzone w praktyce przez Hirschmana [4]. Po oderwaniu przy prędkości 70 kt, wznoszenie przy mocy maksymalnej ustala się przy kącie 17°. Po osiągnięciu poziomu 115, przy 50% mocy silnika zużycie paliwa ustala się na ok. 15 l/h. Czteropłatowe śmigło pracuje przy 2000 obr/min, co sprawia, że komfort w kabinie jest dużo wyższy, niż w przypadku napędu tłokowego. W zakresie sterowania silnikiem,

układ napędowy jest wyposażony w dwukanałowy system FADEC, który ustawia prędkość obrotową i skok śmigła. Nie ma dźwigni do przełączania między pozycją w locie i pozycją na ziemi, komputer robi to automatycznie. Podczas lotu testowego dwukrotnie wyłączono i ponownie uruchomiono silnik. Podczas zniżania przy mocy jałowej, nie było żadnych problemów z ewentualnym oblodzeniem, mimo że temperatura powietrza na zewnątrz wskazywała poniżej zera, co byłoby sytuacją niedopuszczalną przy użyciu silnika tłokowego.

Zalety silnika turbośmigłowego do napędu samolotu lekkiego

Szkoły lotnicze mogą być zainteresowane wdrożeniem samolotu ultralekkiego z napędem na silnik turbośmigłowy głównie ze względu na dłuższe okresy międzyobsługowe. Oznacza to więcej latania i mniej przeglądów technicznych. W efekcie przekłada się to na zmniejszenie kosztów obsługi – stają się one porównywalne do tych, które dotyczą tańszych w zakupie samolotów tłokowych, wymagających jednocześnie znacznie większej liczby prac obsługowych. Bardzo istotny w przypadku szkół lotniczych jest też fakt, iż studenci, którzy uczą się latać lub zdobywają wyższe uprawnienia na samolotach turbośmigłowych, mogą również zyskać znaczącą przewagę przy zatrudnieniu, ponieważ po ukończeniu studiów będą mogli się pochwalić dużą liczbą godzin spędzonych w samolotach



Ryc. 5. Bristell XL8 z napędem na silnik turbośmigłowy z regeneracją ciepła

o napędzie turbinowym. Dla pilotów i właścicieli prywatnych samolotów napęd turbinowy o porównywalnym z tłokowym zużyciu paliwa jest bardzo atrakcyjny (oczywiście mowa tu o tych, którzy mogą sobie pozwolić na samolot, dość drogi w zakupie). Jednak bilans zysków i kosztów jest pozytywny, gdy weźmie się pod uwagę osiągi w locie, zasięg, poziom lotu, a także osiągi naziemne, co jest szczególnie cenne w przypadku samolotów tzw. klasy backcountry, operujących z krótkich, trawiastych pasów startowych. Ale krótki start i lądowanie to nie wszystko. Pojawia się tu także bardzo cenna cecha, mianowicie wielopaliwowość silnika Turbotech T90R. Może on być zasilany zarówno typowym paliwem turbinowym (Jet A), jak również benzyną lotniczą czy nawet samochodową. Zatem staje się realny lot do miejsc, w których specjalistyczne paliwo lotnicze jest niedostępne, wystarczy, że w pobliżu znajduje się typowa samochodowa stacja paliw. Dodatkowym atutem używania silnika Turbotech T90R jest to, że obecnie prowadzony jest program MOSAIC, polegający na dopuszczeniu do pilotowania samolotów turbinowych z tym silnikiem na podstawie licencji S-LSA (Special Light Sport Aircraft).

Podsumowanie

Przedstawiony w artykule silnik turbośmigłowy z regeneracją ciepła stanowi udane osiągnięcie technologiczne i może być alternatywą dla silników tłokowych do napędu małych samolotów. Silnik Turbotech T90R łączy w sobie zalety napędu turbinowego – wysokie osiągi, małe rozmiary i masa, prosta obsługa i długie okresy międzynaaprawcze – z niskim

zużyciem paliwa, co wyróżnia go w porównaniu z silnikiem turbinowym bez regeneracji. Konstruktorzy osiągnęli założony cel dzięki oryginalnej, opatentowanej koncepcji komory spalania i ultralekkiego wymiennika ciepła. Silnik został użyty do napędu dwumiejscowego samolotu Bristell XL9. A na ile nowy napęd zrewolucjonizuje lotnictwo ogólne, a w szczególności samoloty lekkie – czas pokaże.

Bibliografia:

- [1] Andriani, R., Ghezzi, U., Ingenito, A. and Gamma, F. (2012). Fuel Consumption Reduction and Weight Estimate of an Intercooled-Recuperated Turboprop Engine, *International Journal of Turbo and Jet-Engines*, 29(3). DOI: 10.1515/tjj-2012-0025.
- [2] Fauvet, D., Nguyen, M., Guerin, B., Guimbard, J.M. (2022). *Turbomachine Combustion Chamber*. Patent nr US 2022074595 (A1).
- [3] Fauvet, D. (2018). *Turbine Engine, in particular a turbine generator and exchanger for such a turbine engine*. Patent nr FR 3059363 (A1).
- [4] Hirschman, D. (2025). French Revolution. A fuel-efficient turboprop for GA. *AOPA Pilot. Turbine Edition*, s. 50–57 (dostęp: 18.08.2025).
- [5] Staniszewski, B. (1986). *Termodynamika*, Warszawa: PWN.
- [6] *TurboTech: a turbine for light aircraft*. (2022). <https://flyer.co.uk/turbotech-a-turbine-for-light-aircraft/> (dostęp: 18.08.2025).
- [7] *Regenerative Turboprop (Allison T78)*. (2008). <https://www.secret-projects.co.uk/threads/regenerative-turboprop-allison-t78.5102/> (dostęp: 18.08.2025).
- [8] <https://www.turbotech-aero.com/> (dostęp: 21.08.2025).
- [9] https://en.wikipedia.org/wiki/Allison_T78 (dostęp: 22.08.2025).



POLITECHNIKA
LUBELSKA



FARADA GROUP

podjęła współpracę

z POLITECHNIKĄ LUBELSKĄ



farada.eu



Szybowcem w górach Karakorum

Sebastian Kawa

*Ryc. 1. Szczyty Karakorum
w chmurach, widziane z szybowca*



Ryc. 2. Lotnisko w Skardu, Pakistan. Przygotowania do startu

Minęło trochę czasu, możemy teraz spojrzeć na nasze latanie w Pakistanie z nieco dalszej perspektywy i podsumować. Pakistańczycy poprosili mnie także o zasugerowanie, co musiałoby się wydarzyć, aby szybownictwo pojawiło się w Karakorum na stałe. W wyprawie pomogło nam wiele osób. Głównie dlatego, że po drodze byli tacy, którzy chcieli nas zatrzymać. Jednak ci, którzy pomogli i byli zachwyceni naszym pomysłem, zwyciężyli i w końcu udało nam się przelecieć nad K2. Mieliśmy dużo szczęścia, bo problemy na miejscu – polityczne i biurokratyczne – opóźniły nas o 2 tygodnie, a te w Polsce o prawie miesiąc i nie poleciliśmy w planowanym terminie. Martwiłem się, czy uda nam się zdążyć przed pogorszeniem się pogody. Dotarliśmy ostatniego dnia, kiedy jeszcze wiał wiatr. Trzeba było go wykorzystać, żeby polecieć wyżej i już w pierwszym udanym locie udało nam się wznieść nad K2. Technicznie rzecz biorąc, latanie w Karakorum jest dość wymagające dla takiego szybowca jak ASH 25 ze słabym silnikiem Wankla. Nie można tam wystartować z lotniska na wysokości 2300 m n.p.m., nie można liczyć na to, że silnik będzie pracował w trudnej sytuacji po ostygnięciu akumulatorów zamontowanych w skrzydłach. Okazało się jednak, że jest to możliwe. Po wystartowaniu wspartym na holującym samochodzie, po wyjściu z doliny Skardu wypełnionej przez wiatr nieznośnym powietrzem i po przelocie nad pierwszymi szczytami wyższymi od Mont Blanc, lecieliśmy już z dużą przewagą wysokości ponad szczytami, a szybowiec wznosił się efektywnie.

Bardzo ważnym utrudnieniem były dla nas ograniczenia w ruchu lotniczym, które umożliwiły nam wylot dopiero po starcie ostatniego samolotu. Dopiero po spotkaniu z dowódcą Bazy Quadri pod koniec naszego lotu uzyskaliśmy zgodę na latanie jednego dnia i zostaliśmy rozdzieleni dla ruchu komercyjnego przez ATC. Nie stanowiło to żadnego problemu, ponieważ wylecieliśmy z doliny na wschód,

a samoloty zgłosiły dobrą identyfikację transpondera na TCAS. Sprawdziliśmy także, czy obszar na południe od Baltoro – pomiędzy Masherbrumem, który strzeże grupy ośmiotysięczników K1, a rzekami Shyok i Indus – miał najintensywniejszą termikę. W rejonie Baltoro najgorsza pogoda występowała najczęściej pod rozprzestrzeniającymi się chmurami, których obecność związana jest z prądem



Ryc. 3. Autor po udanym locie



Ryc. 4. Mikrobús odgrywa ważną rolę zarówno przed startem, jak i podczas rozbiegu

strumieniowym lub po prostu z wilgocią pochodzącą z monsunów.

Bywały jednak dni, kiedy chmury cumulus na całym obszarze najwyższych gór były bardzo ładne, a ich podstawy sięgały prawie 8000 m. Prognoza pogody FCST 24, oparta na mapie RASP BLIP MAP, błędnie przewidywała pogodę na obszarze powyżej 6000 m. W prognozach teren na tej wysokości był zupełnie pusty, a tak naprawdę napotkaliśmy tam cumulusy. Jednak sam przelot nad K2 był możliwy dzięki zjawisku fali orograficznej, które zapowiadało się w prognozie. Pojawiło się w dolinie Hushe, na południowych żebrach, także za Masherbrumem, który wsparty był na kalenicy na iglicach Gondogoro Ri. Dalej nad Baltoro również można było spotkać falę, nie tylko na poprzecznych gałęziach przed Broad Peak czy Gasherbrums, ale także w drodze powrotnej, gdy przyszło lecieć przez dolinę Baltoro pod wiatr do Shigar. Dolina Shigar również działała na fali. Nad K2, na zboczu znaleźliśmy noszenie

tw. grzbietowe (kalenicowe). To samo zjawisko powinno dotyczyć Broad Peak, ale tam nie poleciliśmy. Po południu udało nam się zwiedzić wschodnie stoki doliny Shigar oraz zbocze B21 obok lotniska. Oba okazały się bardzo aktywne termicznie wieczorami. Na południe od Skardu znajduje się bardzo wysoki płaskowyż Deosai, przez który z południa napłynęło więcej wilgoci. Temperatura była jednak nadal wystarczająco wysoka, aby móc latać ze wzrostem wysokości około 2000 m nad odpowiednim terenem. Wraz z bardziej wilgotnymi dopływami nad Deosai, chmury się rozprzestrzeniły, ale w drodze powrotnej nie stanowiło to problemu, ponieważ zachodni wiatr pogarszał pogodę nad doliną Shyok, na południe od szlaków.

Niestety nie można liczyć na dłuższe loty do Karakorum, gdyż od zachodu pogoda pogarsza się pod wpływem monsunu, a od południa region ograniczają sporne rejony Dżammu i Kaszmiru. Wschód graniczy oczywiście z Chinami, a tej granicy też nie można przekroczyć.



Ryc. 5. Poszukiwanie noszeń wzdłuż nasłonecznionych grani



Ryc. 6. Loty na dużych wysokościach wymagają odpowiedniego stroju, a także użycia aparatury tlenowej



Ryc. 7. W dolinach między szczytami, charakterystyczne jęzory lodowcowe



Ryc. 8. Ponad K2

Reasumując: pogoda bardzo sprzyjała lotom, można było skorzystać z rozmaitych zjawisk i nawet okres monsunowy jej nie popsuł. Prawdopodobnie można trafić wietrzne, odpowiednie do latania dni i w innych porach roku oraz latać mimo niższych pułapów chmur. Prognoza sugerowała również, że w zachodniej części Karakorum, Gilgit, również będzie panowała odpowiednia pogoda, ale nigdy tego nie sprawdzaliśmy.

Do Karakorum warto wrócić, by latać szybowcem.

Niestety po tygodniu nasilił się konflikt arabsko-izraelski i względy militarne uniemożliwiły nam lot. Co powinno się stać, aby można było regularnie latać szybowcami w Karakorum? Władze lotnictwa cywilnego CAA Pakistanu musiałyby przyjmować we własnej przestrzeni powietrznej cudzoziemców wraz z wyposażeniem. Powinny istnieć jasne kryteria, które należałoby spełnić – np. dokumenty rejestracyjne i licencja pilota wraz z badaniami lekarskimi, które są skutecznie akceptowane. Informacje o opłatach także powinny być jednoważne i dostępne.

Należy ustanowić jasne uprawnienia umożliwiające zarządzanie przestrzenią powietrzną przez CAA Pakistan, a nie przez lokalnych komisarzy. Jest to pomieszanie kompetencji. Nie można przecież pobierać opłat za przeloty tak jak za zwykłe wycieczki piesze.

Władze wojskowe mają w tym kraju wiele do powiedzenia, dlatego powinny istnieć jasne kryteria weryfikacji pilota, który może latać w Pakistanie. Chodzi o to, by wydawanie wiz lub sprawdzanie przez służby nie trwało zbyt długo. Pomocny może być odpowiedni formularz z pytaniami podobnymi jak w formularzu wizowym. Odrębne przepisy powinny także określać kryteria, według których piloci lub turyści mogą wykonywać loty bez potwierdzania licencji, jako pasażerowie. Wojsko musi założyć też, że turyści robią zdjęcia okolicy. Powinny istnieć klarowne przepisy dotyczące tego, jak

importować sprzęt, jakie dokumenty powinien on posiadać (raczej takie same jak w kraju) i na jak długo. Nie powinno być wysokich ceł ani kaucji za odprawę czasową, gdyż uniemożliwi to przeprowadzenie procedury celnej. Sprzęt szybowcowy jest drogi, a wysokość opłat jest uzależniona od wartości szybowca, każdy procent powoduje więc wzrost kosztów. Loty indywidualne nie są zbyt opłacalne, bo latają tylko pojedyncze osoby, więc jeśli cła będą zbyt wysokie, przekroczą one możliwość rekompensaty opłatami za wynajem. Należy także określić minimalne doświadczenie pilotów, którzy mogą samodzielnie wykonywać loty w górach i na dużych wysokościach. Zniesienie wymagań powinno dotyczyć wyłącznie pilotów latających z instruktorem.

Jeżeli pilot ma latać na sprzęcie zarejestrowanym w Pakistanie, należy także określić jego dodatkowe kwalifikacje. Należy też wskazać wyposażenie szybowców dopuszczonych do lotów, np.: konieczność posiadania radia UKF, transpondera, lokalizatora satelitarnego i sprzętu tlenowego. Trzeba jednocześnie określić obszar i lotnisko, z którego można wylecieć. Obszar powinien być określony z wyprzedzeniem ze specjalnymi ograniczeniami, jeśli wojsko tego potrzebuje, ale ograniczenia te powinny dotyczyć tylko pojedynczych dni. Region, w którym można by latać, powinien sięgać najwyższych gór na granicy Chin, takich jak K2, Muztagh Tower, Broad Peak, Chogolisa. Bez tych gór ograniczony obszar nie jest już tak atrakcyjny dla pilotów z zewnątrz. Można sobie wyobrazić, że skorzystają na tym tylko piloci, którzy chcą wykonywać dla turystów loty widokowe tuż przy lotniskach, ale generalnie, jeśli nie można polecieć na K2, nie jest to ciekawa propozycja.

Ponadto powinny obowiązywać ograniczenia wysokości lotów i procedury separacji. Nad rejonem K2 minimalna wysokość sektora dla CAT jest na tyle duża, że nie ma konfliktu z ruchem. W rejonie Gilgit i Skardu obowiązują procedury

VFR, więc szybowce mogą latać bez żadnych problemów. Zwykle loty szybowcowe nie wymagają nadzoru ATC. VFR dotyczy lądowań i lotów w tym obszarze, a piloci sami mogą je kontrolować. Jednak i oni, i pozostała załoga powinni mieć łatwy dostęp do lotniska i sprzętu.

Ponieważ w Pakistanie nie ma samolotu holowniczego, trudno sobie wyobrazić latanie na szybowcach innych niż wyposażone w samostart. W przypadku startów na lotniskach położonych na dużych wysokościach zaleca się przeszkolenie w lotach za wyciągarką i w holowaniu za samochodem. Wskazane jest jednocześnie szkolenie w zakresie uruchamiania silnika i holowania.

Ze względów bezpieczeństwa należy zbadać okolicę i zidentyfikować miejsca, w których można wylądować w terenie przygodnym. Na brzegach rzeki Shyok znajdują się obszary piaszczyste, które można trwale oznaczyć jako miejsca lądowania. W rejonie Baltoro nie da się wylądować, można to zrobić dopiero bliżej Shigar, która jest doliną na tyle szeroką, że tworzą się tam odpowiednie tacy.

Najlepszym okresem na latanie w termice jest czerwiec-lipiec, jednak samo Karakorum nie jest latem zalewane opadami monsunowymi, dlatego sierpień również nadaje się na latanie. Temperatury podczas letnich lotów są tuż poniżej zera, więc nie ma potrzeby stosowania specjalnego sprzętu chroniącego przed zimnem. Wskazane jest umieszczenie nadajnika radiowego na szczycie góry w celu komunikacji z latającymi szybowcami. Szybowce i piloci powinni posiadać ubezpieczenie pokrywające koszty akcji ratowniczej. W Pakistanie praktyką jest, że firma organizująca taką akcję pobiera kaucję z góry. Jest to duża niedogodność w przypadku krótkich przyjazdów i samotnych turystów, dlatego praktycznym rozwiązaniem byłoby utworzenie funduszu, który stale gromadziłby ten depozyt.



Ryc. 9. Na lotnisku Skardu, przed bramą bazy sił powietrznych Pakistanu



Ryc. 10. Ponad Karakorum

Guma do napędu modeli klasy F1B

Jan Cihak

Streszczenie

W artykule poruszono problematykę gumy napędowej do modeli klasy F1B. Przedstawiono fizykomechaniczne własności gumy. Omówiono obecnie dostępne dla celów zawodniczych gatunki, ze szczególnym uzględnieniem gumy TAN Super Sport. Opisano zasady przygotowywania, wiązania i nakręcania gumy przed startem.

Słowa kluczowe: modele z napędem gumowym, guma napędowa

Wprowadzenie

Napęd gumowy modelu latającego polega na przemianie energii sprężystej skręconego sznura gumowego na energię ruchu obrotowego śmigła napędowego. Jest to możliwe dzięki właściwości mechanicznej, zwanej hipersprężystością, która objawia się znacznymi odkształceniami, wielokrotnie przekraczającymi długość sznura gumowego. Pozwala to na wkręcenie dużej liczby obrotów w sznur gumowy, który, powracając do położenia spoczynkowego, odkręca się w kierunku przeciwnym. Guma jest tworzywem pochodzenia naturalnego, do produkcji którego używa się kauczuku. W przypadku gumy do napędu modeli najkorzystniejszym jest kauczuk naturalny (opony mogą być produkowane także na bazie kauczuku syntetycznego). Kauczuk naturalny otrzymywany jest na drodze koagulacji lateksu, czyli soku tropikalnych drzew *Hevea brasiliensis*, porastających tereny wschodniej Azji. Lateks jest mleczną zawiesiną, zawierającą ok. 30% kauczuku w postaci cząstek koloidalnych i poprzez działanie kwasu następuje zbijanie się cząstek kauczuku w gąbczastą masę. Kauczuk jest substancją wielkocząsteczkową, jego monomerem jest bizopren, C_5H_8 . Polimeryzacja izoprenu zachodzi w warunkach naturalnych, w procesie wzrostu rośliny. Dlatego też kauczuk składa się z nitkowatych cząsteczek słabo ze sobą powiązanych, co sprawia, że jest tworzywem plastycznym, łatwo odkształcalnym i mało sprężystym. W podwyższonej temperaturze mięknie i się topi. Uzyskanie produktu końcowego w postaci gumy o właściwościach korzystnych do różnych zastosowań technicznych, w tym do napędu modeli, wymaga przeprowadzenia wulkanizacji. Polega ona na podgrzaniu kauczuku z jednoczesnym wprowadzeniem siarki, której atomy wbudowują się między sąsiadujące ze sobą łańcuchy izoprenu i tworzy się siatka przestrzenna. Łańcuchy izoprenu nie mogą już przemieszczać się względem siebie, dlatego odkształcenia gumy mają charakter odwracalny. O wyjściowych właściwościach mechanicznych decyduje procentowy udział siarki, np. dodatek rzędu kilku procent powoduje otrzymanie miękkiej gumy, zaś

przy ok. 30–40% zawartości siarki uzyskuje się ciało stałe, ebonit. Oprócz siarki stosuje się różne dodatki wpływające na własności fizykomechaniczne gumy. Na przykład sadza zwiększa wytrzymałość gumy na zerwanie, a kreda lub szpat, dodawana w celu obniżenia kosztu wyrobu końcowego, pogarsza własności gumy. Jeśli zatem dana guma ma być użyta do napędu modelu latającego, istotnym kryterium wyboru jest jej kolor: zbyt jasna barwa świadczy o dużej zawartości biernych domieszek, które nie są korzystne ze względu na obniżenie wytrzymałości mechanicznej sznura gumowego i skłonność do łatwiejszego pęknięcia.

Charakterystyka użytkowa gumy napędowej modeli klasy F1B

Aktualnie istnieje tylko jedno źródło gumy do modeli z napędem gumowym, która nadaje się do lotów wyczynowych. Ta guma jest produkowana w USA, a jej parametry sprawiają, że zapewnia najwyższe osiągi w lotach zawodniczych. Można zaryzykować stwierdzenie, że obecnie nie ma lepszej gumy na potrzeby klasy F1B.

Ponieważ autor artykułu nie posiada doświadczeń z lat ubiegłych, nie jest w stanie dać rzetelnej oceny gatunków gumy napędowej, których modelarze używali do latania w latach osiemdziesiątych. Chodzi tu na przykład o gumę Pirelli, Panda itp. Poprzedniczka gumy Tan Super Sport, najwyższej klasy guma Tan II, była produkowana do momentu, gdy producent został zmuszony do zmiany składu produktu. Fakt ten uderzył w cały świat modelarstwa lotniczego jak grom z jasnego nieba. Kilka początkowych partii gumy Tan Super Sport było nieporównywalnie gorszych w stosunku do Tan II, dla modelarzy przyzwyczajonych do wysokiej jakości poprzedniej wersji gumy był to znaczny dyskomfort. Modele napędzane nową gumą osiągały dużo gorsze wyniki. Dzisiejsze najlepsze partie gumy Tan Super Sport są już bardzo zbliżone jakością do pierwszych partii gumy Tan II.

Obecnie guma jest produkowana w dwóch partiach, różniących się jakością i ceną. Pierwsza, niższej jakości, nosi nazwę Tan Sport i według producenta nadaje się do treningu i latania, gdy nie jest wymagana maksymalna wydajność, a jej cena jest o około jedną trzecią niższa od ceny gumy Tan Super Sport. Guma Tan Super Sport jest określana jako guma do latania wyczynowego i wszędzie tam, gdzie wymagana jest maksymalna wydajność modeli, a jej cena jest oczywiście proporcjonalnie wyższa. Guma jest tradycyjnie dostarczana w kilku rozmiarach od 1,6 x 1 mm do 9 x 1 mm, w papierowych pudełkach o wadze 1 funta

lub 10 funtów (1 funt = 453,4 g). Standardowy rozmiar to 3,2 x 0,8–1,2 mm. Wynika to z metody produkcji. Najpierw guma poddawana jest procesowi wulkanizacji, a następnie masa jest umieszczana między wałkami, które walcują pasma do wymaganej grubości, która zależy od założonych parametrów końcowych. Z tego powodu wytrzymałość pasm gumy jest zmienna i nierzadko poszczególne partie różnią się znacznie między sobą.

Nawet w ramach tej samej partii, w jednym opakowaniu poszczególne pasma często się różnią. W skrajnym przypadku grubość wynosi na przykład 0,8 mm na początku i 1,2 mm kilka metrów dalej, co może się powtarzać w pewnym zakresie. Oczywiście nie wpływa to w żaden sposób na jakość gumy, ale należy to uwzględnić podczas przygotowywania pakietów napędowych. Po przecięciu guma jest stosunkowo czysta i bez zauważalnych zadziorów. Jest gładka, w kolorze od różowego do żółtego. Jednak różne odcienie żółci występują najczęściej naprzemiennie we wszystkich partiach. Guma jest posypywana powierzchniowo talkiem, który ma zapobiegać sklejanemu się włókien i częściowo chronić ją przed ścieraniem. Jednak po wykonaniu pakietu napędowego zaleca się zmycie talku przez zanurzenie gumy w wodzie z mydłem. Jest to ważne, bo talk po nasmarowaniu tworzy emulsję ze smarem, co znacznie skraca żywotność pakietu gumowego podczas nakręcania przed lotem.

Wiązanie gumy

W potocznym języku modelarzy klasy F1B mówi się o tzw. silniku gumowym, choć częściej można spotkać się z określeniami „naciąg” lub „pasma gumowe”. Chodzi tu o zwój składający się z kilku lub kilkunastu pojedynczych pasm gumy, których łączna masa nie przekracza masy dopuszczalnej w regulaminie klasy (F1B = 30 g, F1G = 10 g). Pierwszą czynnością przygotowawczą jest wiązanie odpowiedniej ilości gumy. Najpierw ważymy ilość gumy dozwoloną przepisami, ale pomniejszamy ją o wagę smaru potrzebnego do nasmarowania wiązki gumy. Następnie formujemy silnik gumowy. W tym celu w odległości równej obliczeniowej długości naciągu, pomniejszonej o ok. 5–7 mm, wbijamy w deskę dwa gwoźdźki i wokół nich nawijamy naciąg. Przy prawidłowo dobranej długości silnika w stosunku do masy i przekroju pojedynczego pasma, swobodne końce powinny zachodzić na siebie ok. 10–20 mm, co umożliwi ich związanie przy użyciu mocnej nici szwskiej. Nie jest możliwe ustalenie jednej liczby włókien gumy, ponieważ pasma różnią się przekrojami poprzecznymi ze względu na sposób obróbki gumy w procesie produkcji (walcowania), a zatem jest całkiem możliwe, że liczba pasm w kilku naciągach będzie się różnić. Ważne jest jednak, aby wiązki zapewniały możliwie jednakową ilość energii sprężystej po nakręceniu. Po zdjęciu związanego silnika z gwoźdźków, należy związać jego końce.

W kategorii F1B istnieje kilka technik sortowania naciągów gumowych. Po zawiązaniu i nasmarowaniu naciągu tej samej długości stosuje się rozciąganie silnika gumowego na odległość 2 m. Działanie to ma na celu selekcję

poszczególnych silników na podstawie wyniku pomiaru siły występującej przy zadanym wydłużeniu. To częściowo zapewnia podobieństwo przygotowywanych silników gumowych. Podczas wiązania węzła na gumie dobrym pomysłem jest najpierw posmarować gumę (np. śliną), aby włókna nie ocierały się o siebie i nie powodowały uszkodzeń. Używamy jednego węzła na palcu do wiązania, a następnie zabezpieczamy go dwoma prostymi węzłami, tak jak przy wiązaniu sznurówek. Ten typ węzła nie rozwiązuje się nawet po nasmarowaniu wiązki. W razie potrzeby, jeśli używamy innego rodzaju węzła, konieczne jest zabezpieczenie go nicią.

Smarowanie gumy napędowej

Istnieje kilka, mniej lub bardziej skutecznych, receptur na środki smarne dla gumy napędowej. Różne rodzaje środków smarnych mają swoich zwolenników i przeciwników. Jedną z opcji jest użycie czystego oleju rycynowego, który można kupić w małych ilościach w aptece. Alternatywą jest smarowanie olejem silikonowym, który jest produkowany syntetycznie i nie jest jasne, czy w dłuższej perspektywie nie zaszkodzi gumie. Trzecią opcją jest zmieszanie gliceryny lub wody z mydłem z olejem rycynowym w różnych proporcjach lub rozpuszczenie mydła do golenia w glicerynie. Ukraiński zawodnik Andriukov używa bardzo gęstej pasty silikonowej.

Z doświadczenia zawodniczego wiemy, że jeśli smar jest rzadki, łatwiej go nałożyć na wiązkę, ale podczas nakręcania gumy rozpryskuje się wszędzie, a wiązka jest prawie sucha po nakręceniu. Smar zachowuje się podobnie, jeśli go podgrzejemy, nie tylko podczas nakręcania, ale także w przypadku działania wysokiej temperatury otoczenia. Nie da się jednoznacznie stwierdzić, który smar jest najodpowiedniejszy. W każdym razie zaleca się umycie wiązek gumowych (nawet nowych) w wodzie z mydłem przed smarowaniem, a następnie wypłukanie ich w czystej wodzie. Po wyschnięciu wiązek należy je nasmarować odpowiednią ilością smaru, zwracając uwagę na maksymalną dopuszczalną wagę nasmarowanej wiązki gumy.

Smarowanie naciągu wykonuje się następująco. Zwinięty w kłębek silnik gumowy polewany jest środkiem smarnym w ilości ok. 1,5 cm³, po czym smar jest starannie wcierany w gumę. Należy przy tym zwracać uwagę, aby olej został rozprowadzony po całej powierzchni gumy. Szczególnie starannie należy smarować miejsca wiązania.

Przygotowanie silnika gumowego do startu

Świeża guma jest dość twarda i nie może być użyta do startów bez odpowiedniego przygotowania. Zatem właściwe przygotowanie gumy polega na jej zmiękczeniu, co uzyskuje się poprzez „zmęczenie”. Możliwe są przynajmniej dwa praktyczne sposoby:

- rozciąganie silnika gumowego siłą ok. 50 N na 1 cm² przekroju poprzecznego naciągu, czas rozciągania do kilku minut;

- wstępne nakręcanie silnika do ok. 80% maksymalnej liczby obrotów, możliwe jest skręcanie 2-stopniowe: I stopień – 50% obrotów, II stopień – 80%.

Opisane czynności przeprowadza się na kilka dni przed zaplanowanym startem. Niekorzystne jest zmiękczenie gumy w ostatniej chwili, gdyż może to doprowadzić do pogorszenia własności mechanicznych gumy, bez możliwości ich regeneracji.

Nakręcanie silnika gumowego przed startem

Do nakręcania silnika gumowego stosuje się zazwyczaj specjalistyczne zestawy przyrządów. W skład zestawu wchodzi ustawiany na trójnogu stojak na model, specjalistyczna wiertarka do nakręcania z licznikiem obrotów, momentomierz i rurka ochronna na silnik gumowy. W przeszłości przy nakręcaniu asystował pomocnik, który trzymał model, lecz dziś powszechnie stosuje się stojak na trójnogu, w którym mocuje się przednią część modelu.

Według wielu doświadczonych zawodników można obliczyć liczbę obrotów, które można wkręcić w naciąg gumowy na podstawie współczynnika wydłużenia i przekroju poprzecznego wiązki. Trudno ocenić, w jakim stopniu te teoretyczne obliczenia są porównywalne z rzeczywistością. Na podstawie współczynnika wydłużenia, wskazującego, o ile centymetrów można maksymalnie rozciągnąć 1 cm gumy (np. jeśli współczynnik wynosi 1 : 10, to znaczy, że 1 cm gumy jest rozciągnięty do 10 cm), można wywnioskować, ile zwojów można wkręcić w silnik przed startem. Im wyższy współczynnik wydłużenia, tym więcej zwojów można wkręcić. Guma Tan Super Sport ma współczynnik wydłużenia 1 : 8–1 : 10, w zależności od jakości poszczególnych partii.

Nie trzeba dodawać, że podczas nakręcania konieczne jest monitorowanie momentu obrotowego przy określonych prędkościach i tylko w tym momencie możemy odpowiednio ocenić jakość naciągu gumowego i przydatność do lotu. Ukraińskie wiertarki do nakręcania gumy mają wbudowany miernik momentu obrotowego, który znajduje zastosowanie zarówno w przypadku modeli klasy F1B, jak również F1G. Tylko taka metoda nakręcania, z ciągłym monitorowaniem, może przynieść maksymalne rezultaty. Liczba obrotów zależy również od temperatury otoczenia i należy zdawać sobie sprawę, że wraz ze wzrostem temperatury naciąg jest łatwiejszy do nakręcenia, głównie ze względu na to, że moment obrotowy maleje w niektórych partiach, a guma nie stawia tak dużego oporu podczas nakręcania.

Nakręcanie silnika gumowego ma zasadniczy wpływ na żywotność gumy. Podczas startu w zawodach, gdy silnik jest nakręcony do maksimum, można nim latać tylko raz, a po prawidłowym nakręceniu nie nadaje się do następnego lotu. Przed nakręceniem warto rozciągnąć nowy silnik do maksimum (ok. 4–6 długości spoczynkowych naciągu) i przez krótki czas obciążyć. Dopiero po tym zabiegu można rozpocząć nakręcanie. Silnik jest nakręcany w stanie maksymalnego napięcia mniej więcej do połowy maksymalnej liczby obrotów, od tego momentu można zacząć skracanie naciągu, zbliżając się powoli do modelu. W miarę zbliżania się do modelu, należy zmniejszyć prędkość obrotową nakręcania. Ważne jest, aby nakręcać płynnie i nie tworzyć dużych węzłów w silniku przy nierównomiernej prędkości nakręcania i nierównomiernej prędkości zbliżania do modelu. Po nakręceniu naciągu model powinien zostać możliwie szybko wypuszczony, gdyż ze względu na utratę energii sprężystej naciągu gumowego (płynięcie reologiczne), osiągi nakręconego silnika gumowego ulegają pogorszeniu.

Jeśli maksymalna wydajność nie jest wymagana (np. lot treningowy), guma wytrzyma znacznie dłużej, jeśli silnik jest nakręcony do 60–80% maksymalnej liczby obrotów.

Konserwacja i przechowywanie gumy

O ile guma nie została zanieczyszczona (np. zakurzona), nie ma konieczności mycia naciągu po zakończeniu startów. Po wyjęciu silnika gumowego z modelu po lotach należy przetrzeć pasma w dłoniach i schować do opakowania. Długotrwałe przechowywanie gumy w opakowaniu papierowym jest lepsze niż w woreczku foliowym. Każdy naciąg powinien być zapakowany osobno, najlepiej z dołączoną metryczką zawierającą najważniejsze dane i informacje o przebiegu startów. Pozwoli to na lepsze przygotowanie do kolejnych startów. W każdym przypadku korzystne jest przechowywanie gumy w ciemnym i chłodnym miejscu, najlepiej o stałej temperaturze.

Bibliografia:

- [1] Łapiński, K. (1979). *Modele latające z napędem gumowym*, WKiŁ Warszawa.

Wodnosamoloty Macchi w Pucharze Schneidera – cz. 1

Jarosław Latański,
Politechnika Lubelska

Wprowadzenie

Historia europejskich wyścigów lotniczych nierozzerwalnie łączy się z postacią Jacques'a Schneidera, francuskiego finansisty, miłośnika przygód i sportów motorowych. Urodził się w 1879 r., był synem francuskiego potentata przemysłowego Paula Henry'ego Schneidera. J. Schneider zdobył wykształcenie jako inżynier górnictwa, jednak jego prawdziwą pasją był sport i wyścigi – samochodowe, motocyklowe, łodzi motorowych itd. W sierpniu 1908 r. J. Schneider był świadkiem lotu Wilbura Wrighta podczas pokazu samolotu Flyer zorganizowanego przez Aeroklub Francuski (Aéro-Club de France) na torze wyścigowym Hunaudières w Le Mans. Zafascynowany lotnictwem wstąpił do aeroklubu i rozpoczął



Ryc. 1. Pomysłodawca pucharu i fundator nagród Jacques Schneider (po lewej)

szkolenie lotnicze u Louisa Blériota. Zdobył licencję pilota balonowego i samolotowego. W dniu 19 września 1912 r. ustanowił francuski rekord wysokości lotu balonem – 10 081 m (33 074 stopy – wysokość, na której dziś latają samoloty pasażerskie). Balon, który pilotował nazywał się Icare (Ikar). Dwa lata wcześniej, w 1910 r. podczas zawodów w Monte Carlo, gdzie rywalizował swoją płaskodenną łodzią napędzaną śmigłem pchającym, uległ poważnemu wypadkowi. Doznał licznych złamań kończyn, stłuczenia głowy i ran tułowia. Odniesione obrażenia były na tyle poważne, że nigdy nie odzyskał pełnej sprawności fizycznej. Nadal jednak czynnie uczestniczył w organizacji zawodów sportowych i działalności Aeroklubu Francuskiego.

W grudniu 1912 r., podczas uroczystej kolacji zorganizowanej w Chicago przez Aéro-Club de France dla uczczenia zwycięstwa drużyny francuskiej w dorocznym konkursie Gordona Bennetta w Clearing w stanie Ohio, J. Schneider ogłosił swój własny konkurs. Zaproponował coroczny wyścig samolotów startujących z wody (wodnosamolotów pływakowych i łodzi latających) – Coupe d'Aviation Maritime Jacques Schneider, później znany jako Puchar Schneidera.

Uczestnicy musieli przelecieć dystans co najmniej 150 mil po zamkniętej trasie. Zwycięzał zawodnik, który uzyskał najwyższą średnią prędkość przelotu. Regulamin przewidywał, że w zawodach biorą udział drużyny narodowe sponsorowane przez organizacje sportów lotniczych w ich macierzystym kraju. Organizacje te z kolei musiały być zrzeszone w Międzynarodowej Federacji Lotniczej (Fédération Aéronautique Internationale, FAI). Każdy kraj mógł wystawić najwyżej trzech zawodników oraz tyluż rezerwowych. Zwycięska drużyna przejmowała organizację zawodów u siebie w kraju w następnym roku. Z czasem regulamin został nieco zmieniony, np. trasę wyścigu wydłużono do co najmniej 210 mil morskich, ograniczono liczbę prób startu/przelotu tylko do jednej dla każdego z zawodników. Wprowadzono także dodatkowe wymogi: hydroplan musiał pozostać zacumowany przed startem do boi przez sześć godzin bez pomocy załogi, bezpośrednio przed startem samolot musiał dodatkowo pokonać odcinek o długości 2,5 mili na wodzie w ramach konkursu nawigacyjnego itp.

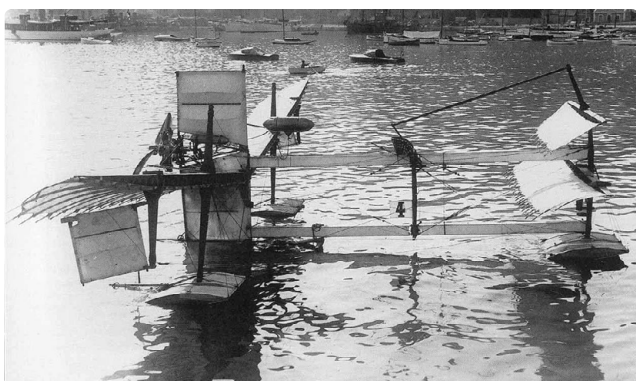
Nagrodą w konkursie miała być rzeźba w stylu Art Nouveau – dzieło sztuki o wartości 25 000 franków (obecnie szacunkowa równowartość tej kwoty to około 80–90 tys. euro). Statuetka była wykonana ze srebra i marmuru, a przedstawiała Zefira, greckiego boga lotu całującego ducha fał, co

symbolizowało podbój morza i powietrza. Puchar ten był pucharem przechodnim. Zastrzeżono jednak, że aeroklub, który wygrał trzy edycje z rzędu, miał prawo zatrzymać go na stałe. Zwycięzca rozstrzygającego wyścigu miał również otrzymać dodatkową nagrodę pieniężną w wysokości 75 000 franków w złocie. Aktualnie puchar ten, zdobyty przez Brytyjczyków w 1931 r. podczas 12. edycji zawodów, jest eksponowany w Muzeum Nauki (The Science Museum) w Londynie.



Ryc. 2. Puchar Schneidera

Pomysł J. Schneidera był bez wątpienia ekscytujący, nie tylko ze względu na rozmach i wysokość nagród, lecz także z powodu wyzwań, jakie stawały przed konstruktorami i pilotami samolotów. Wodnosamoloty były w tym okresie czymś zupełnie nowym, w dużej mierze niesprawdzonym. Najczęściej były to klasyczne samoloty lądowe, jedynie adaptowane do startów i lądowań na wodzie, i nie zawsze mogły całkowicie spełniać stawiane im wymagania. Ponadto operacje lotnicze wykonywane z wody wymagały od pilota nowych umiejętności, szczególnie podczas startów i lądowań. Potwierdzeniem tych tez niech będzie fakt, że dopiero w marcu 1910 r. – czyli 7 lat po pierwszym locie braci Wright – pilot Henri Fabre dokonał pierwszego w historii udanego startu z wody maszyną cięższą od powietrza. Pilotował samolot Hydravion napędzany 50-konnym silnikiem firmy Gnome (zachowany egzemplarz tego samolotu można dziś oglądać w paryskim Muzeum Lotnictwa – Musée de l'Air).



Ryc. 3. Samolot Hydravion

Dalekosiężna wizja J. Schneidera przewidywała rozwój lotnictwa komercyjnego przede wszystkim właśnie w oparciu o samoloty startujące i lądujące na wodzie. W realiach początku XX w. pomysł ten wydawał się trafny. Biorąc pod uwagę fakt, że większość powierzchni Ziemi stanowią zbiorniki wodne oraz że większość dużych miast leży nad morzem, hydroplany miały mieć świetlaną przyszłość. Argumentem przemawiającym za tą koncepcją był także brak rozbudowanej infrastruktury lotnisk w tamtym okresie. Dodatkowo, konstruktorom lotniczym znany był już wtedy fakt, że samoloty lądowe potrzebowały skrzydeł o dużej rozpiętości, by po starcie możliwie jak najszybciej wznieść się ponad drzewa, budynki i inne przeszkody terenowe znajdujące się w pobliżu lotniska. Wodnosamoloty, mając dużo przestrzeni do manewrowania i startu, mogły mieć skrzydła o mniejszej rozpiętości, a dzięki temu były bardziej zwrotne, łatwiejsze w przechowywaniu itd. Przy spełnieniu określonych warunków mogły mieć też mniejszy opór aerodynamiczny niż wiele samolotów lądowych.



Ryc. 4. Zwycięski samolot Deperdussin podczas zawodów w Monako w 1913 r.

Pierwsza edycja Coupe d'Aviation Maritime Jacques Schneider odbyła się w kwietniu 1913 r. podczas Grand Prix Monaco. To dwutygodniowe spotkanie miało charakter galowy i było bez wątpienia europejskim świętem lotnictwa – szacuje się, że zawody obserwowało nawet ćwierć miliona osób z najważniejszych krajów Europy. O randze tego wydarzenia dobrze świadczy fakt, że w tym okresie koleje brytyjskie South Eastern and Chatham reklamowały się na stacjach Victoria i Charing Cross w Londynie, oferując codzienne ekspresowe połączenia z Londynu na Riwierę Francuską.

Na miejsce wyścigu wyznaczono zatokę Baie de Roquebrune, między Monte Carlo a Cap Martin. Wytyczono trasę w kształcie trójkąta o długości okrążenia około 10 km. Zgłoszenia do wyścigu napłynęły z Belgii, Francji, Wielkiej Brytanii, Włoch, Hiszpanii, Szwajcarii i Stanów Zjednoczonych. Ostatecznie na starcie pojawiły się jedynie cztery samoloty – wszystkie były konstrukcjami francuskimi napędzanymi silnikami francuskiej firmy Gnome. Fakty te potwierdzają absolutnie dominującą pozycję Francji na ówczesnej mapie światowego lotnictwa.

Zawody wygrał Maurice Prévost pilotujący samolot Deperdussin (nr 19) ze średnią prędkością 73,5 km/h.

Drugie miejsce zajął Roland Garros, przysły as I wojny światowej i sławny tenisista, lecący na samolocie Morane-Saulnier G (nr 2).

Wytwórnia Societa Anonima Nieuport-Macchi

Firma lotnicza Societa Anonima Nieuport-Macchi została założona przez inż. Giulio Macchiego w roku 1912 w Varese, niewielkim miasteczku na północy Włoch, niedaleko granicy ze Szwajcarią. Przedsiębiorstwo to funkcjonuje do dziś, obecnie pod nazwą Alenia Aermacchi, i tym samym jest prawdopodobnie najstarszą nieprzerwanie działającą firmą lotniczą na świecie. Przedsiębiorstwo powstało w następstwie ogłoszenia przez rząd włoski konkursu na rozpoczęcie krajowej produkcji samolotów wojskowych. W postępowaniu przewidziano dwie kategorie – pierwszą było rozpoczęcie produkcji licencyjnej, drugą opracowanie nowych konstrukcji, całkowicie włoskich. Nagrodą w konkursie była suma 100 000 lirów i znaczne zamówienia rządowe. Konkurs ogłoszono w październiku 1912 r., a oferty należało składać do 1 grudnia tego samego roku.

Przetargiem zainteresował się znany włoski pionier lotnictwa, a jednocześnie inżynier i wynalazca – Carlo Felice Buzio. Nawiązał współpracę z przedsiębiorstwem Societa Anonima Fratelli Macchi – firmą założoną w 1905 r. przez braci Giovanniego, Giuseppe, Enrico i Giulio Macchi. Przedsiębiorstwo to zajmowało się wytwarzaniem nadwozi i kół samochodowych. Podjęto negocjacje z francuską



Ryc. 5. Dyrektorzy firmy Aeronautical Technical Directorate of the Societa Anonima Fratelli Macchi, która w maju 1913 r. przekształciła się w firmę Societa Anonima Nieuport-Macchi.

Od lewej: Giulio Macchi, Carlo Felice Buzio i H. Amman

wytwórnią lotniczą Nieuport, które ostatecznie doprowadziły do zawarcia umowy przemysłowej pod koniec listopada 1912 r., tuż przed terminem składania wniosków w postępowaniu konkursowym. Wniosek złożony przez konsorcjum okazał się najlepszy i spółka zdobyła zamówienia na uruchomienie produkcji lotniczej.

Pierwszy samolot został natychmiast wprowadzony do produkcji, jeszcze w zakładzie karoseryjnym braci Macchi. Był to Nieuport IV, dwumiejscowy jednopłatowiec przeznaczony zarówno do użytku cywilnego, jak i wojskowego.



Ryc. 6. Widok ogólny zakładów Nieuport-Macchi w Varese w drugiej dekadzie XX w.

Formalne utworzenie nowej firmy Societa Anonima Nieuport-Macchi nastąpiło dopiero pół roku później, dokładnie 1 maja 1913 r.

Stosunkowo szybko po uruchomieniu produkcji samolotu Nieuport IV inżynierowie firmy Macchi zaproponowali własne zmiany w konstrukcji płatowca. Podobnie jak w innych jednomotowcach tamtego okresu, skrzydło Nieuporta IV ograniczało pilotowi i obserwatorowi widoczność w dół. Aby rozwiązać ten problem, postanowiono umieścić skrzydło nad kadłubem, było to rozwiązanie znane już wówczas we Francji, tzw. skrzydło parasolowe. Stąd nazwa nowego

samolotu – Nieuport-Macchi Parasol. W grudniu 1914 r. włoski pilot doświadczalny Clemente Maggioro ustanowił na tej maszynie włoski rekord wysokości lotu dla samolotu z dwiema osobami na pokładzie, osiągając pułap 2700 m (8858 stóp). Wobec bardzo dobrych osiągnięć maszyny rząd włoski zdecydował o zamówieniu na przełomie 1914 i 1915 r. większej serii tych samolotów z przeznaczeniem dla Korpusu Sił Powietrznych Włoch (Corpo Aeronautico Militare). Zbudowano łącznie 42 egzemplarze i zostały one dostarczone tuż przed przystąpieniem kraju do I w. św. w dniu 23 maja 1915 r.



Ryc. 7. Samolot Nieuport-Macchi Parasol – pierwsza konstrukcja biura projektowego zakładów Nieuport-Macchi



Ryc. 8. Łódź latająca Lohner L konstrukcji austriackiej, numer boczny L127. W okresie I w. św. samolot ten uchodził za jedną z najbardziej udanych konstrukcji w swojej klasie. Dokładnie takim samolotem 3 czerwca 1918 r., dwaj piloci pochodzenia włoskiego zdezerterowali z armii austriackiej i przelecieli z małej bazy na wyspie Lussino (obecnie Lošinj, Chorwacja), przez Adriatyk do Fano niedaleko Anконы.

Tradycja łodzi latających i hydroplanów firmy Macchi rozpoczęła się w dość osobliwy sposób. Podczas działań wojennych między Włochami a Austrią w roku 1915 austriacka łódź latająca Lohner L (numer fabryczny 40) została zmuszona do wodowania w pobliżu adriatyckiej bazy wojskowej Porto Corsini niedaleko Rimini. Zdobyty samolot, właściwie bez jakichkolwiek uszkodzeń, przetransportowano do Varese i polecono firmie Macchi stworzenie jego kopii. Samolot Macchi L1 wzbił się w powietrze po raz pierwszy niewiele ponad miesiąc później. Kolejny nienaruszony egzemplarz łodzi Lohner L127 Włosi zdobyli w czerwcu 1918 r., gdy dwóch pilotów włoskiego pochodzenia zdezerterowało z C.K. Armii i uciekło tą maszyną z bazy morskiej na wyspie Lussino (obecnie Lošinj, Chorwacja) do Włoch.

Samolot L1 stał się podstawą bardzo długiej serii udanych łodzi latających firmy Macchi. Wśród nich znalazł się m.in. jednoosobowy myśliwiec M.5, zaprojektowany przez Carlo Felice Buzio – niezwykle zwrotny i zwinny, którego osiągi w pełni dorównywały samolotom lądowym. Model M.5 był protoplastą późniejszej konstrukcji M.7, której zmodyfikowana wersja M.7 bis wygrała jedną z edycji Pucharu Schneidera.

Udział Włoch i samolotów Macchi w pucharze

Włosi przystąpili do pucharu Schneidera już w trzeciej jego edycji. Były to zawody organizowane w Bournemouth w Wielkiej Brytanii 10 września 1919 r. Aeroklub Włoski wystawił do zawodów tylko jeden samolot. Była to nieco zmodyfikowana konstrukcja firmy Società Idrovolanti Alta Italia (SIAI) – samolot S.13, którego pilotem był Guido Jannello. S.13 był dwuosobową łodzią latającą o konstrukcji drewnianej w układzie dwupłatowym. Napędzany był 6-cylindrowym, rzędowym silnikiem Isotta Fraschini V6 o pojemności 16,6 l i mocy 250 KM. Samoloty S.13 służyły we Włoskiej Marynarce Wojennej (Regia Marina) jako maszyny rozpoznawczo-myśliwskie. W egzemplarzu wystawionym do zawodów wprowadzono niewielkie zmiany konstrukcyjne. Polegały one głównie na ograniczeniu rozpiętości skrzydeł celem zmniejszenia oporów aerodynamicznych, zamianie standardowego śmigła dwupłatowego na czterołopatowe oraz rezygnacji z miejsca dla drugiego członka załogi.

W czasie zawodów w Bournemouth warunki pogodowe nie były korzystne. Wprawdzie panowała bezwietrzna aura, ale nad wytyczonym torem wyścigu niebo było w pełni zachmurzone i zalegała bardzo gęsta mgła, radykalnie utrudniając nawigację. Włoski pilot w trakcie 11. okrążenia toru ominął jedną z boi i zawrócił w niewłaściwym miejscu, za co został ostatecznie zdyskwalifikowany. Ponieważ jednak żadnemu z sześciu pozostałych uczestników wyścigu nie udało się ukończyć przelotu (z powodu awarii lub wypadków) prawo organizacji następnych zawodów przyznano Włochom, choć oficjalnie nie uznano zwycięstwa Guido Jannello. Konkurs miał się odbyć 20 września 1920 r. na wodach laguny weneckiej.

Ze względu na duży sukces komercyjny zwycięskiego samolotu SIAI S.13 i późniejsze zamówienia eksportowe

z Japonii, Norwegii, Szwecji oraz sprzedaż licencji do Francji i Hiszpanii, zawodami Pucharu Schneidera zainteresowała się wytwórnia Nieuport-Macchi i postanowiła przystąpić do kolejnej edycji.

Wenecja, 1920 r.

Przygotowania rozpoczęto jeszcze na jesieni 1919 r. W międzyczasie komitet organizacyjny zawodów pod nadzorem Międzynarodowej Federacji Lotniczej (FAI) postanowił wprowadzić do regulaminu nowy wymóg techniczny dotyczący ładowności użytkowej samolotów – zaproponowano, aby wynosiła ona nie mniej niż 300 kg. Zapis ten w założeniu miał przywrócić pierwotny cel zawodów, tj. promowanie konstrukcji, które mogą być komercyjnie wykorzystane w lotnictwie cywilnym. W rzeczywistości jednak wprowadzone zapisy ograniczyły konkurencję i faworyzowały łodzie latające względem lekkich wodnosamolotów pływakowych.

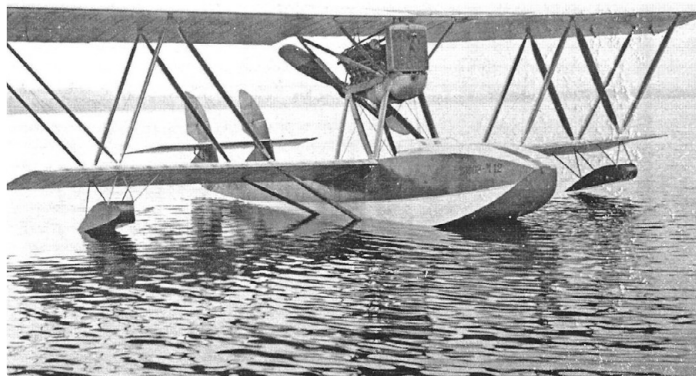
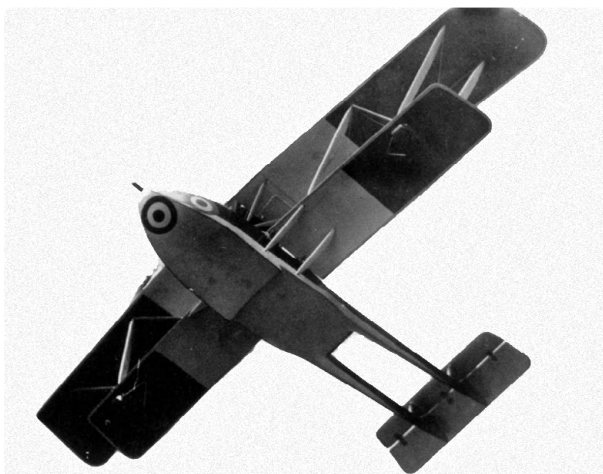
Zmiany te zostały ogłoszone jednak dość późno, wobec czego Francuzi i Anglicy zrezygnowali z udziału w zawodach, nie mając szans na opracowanie w tak krótkim czasie maszyn spełniających wymogi formalne. We współzawodnictwie nie wzięli też udziału Amerykanie, zaś udział Niemców wykluczały postanowienia traktatu wersalskiego. Ostatecznie do zawodów przystąpił tylko Aeroklub Włoski, który zgłosił cztery samoloty (trzy konkursowe i jeden rezerwowo). Miały to być maszyny S.12 bis, S.19 wytwórni SIAI oraz dwie konstrukcje Macchi-Nieuport – modele M.12 i M.19.

Macchi M.12

Wobec dość niespodziewanie wprowadzonego wymogu dotyczącego udźwigu, firma Macchi postanowiła wystawić dwie różne maszyny. Jedną z nich miała być zupełnie nowa konstrukcja – samolot M.19 opracowany całkowicie od podstaw i wyłącznie na potrzeby zawodów. W razie niepowodzenia programu M.19 zabezpieczeniem miał być natomiast samolot produkowany już przez firmę Macchi i jedynie zaadaptowany na potrzeby zawodów – był nim model M.12.

Macchi M.12 był rozpoznawczo-bombową dwupłatową łodzią latającą dalekiego zasięgu, stanowiącą rozwinięcie wcześniejszej konstrukcji M.9. Samolot został zaprojektowany w połowie 1918 r. i jeszcze wczesną jesienią tego roku rozpoczęła się jego produkcja. Z uwagi na zakończenie wojny Regia Marina odebrała tylko kilka egzemplarzy, brak jednak informacji, czy M.12 trafił do jednostek frontowych.

Model M.12 miał trzyosobową załogę – pilot i dwóch strzelców (przedni i tylny), a jego udźwig użytkowy (np. bomby) wynosił do 400 kg, tak więc maszyna spełniała zmienione wymogi formalne konkursu Schneidera. Samolot był konstrukcji mieszanej – kadłub drewniany, kryty panelami ze sklejk, natomiast skrzydła kryte płótnem. Wyróżniał się on dość nietypowym kształtem kadłuba – część zanurzeniowa była stosunkowo płaska i przypominała kształtem łódź płaskodenną. W przedniej części kadłub był na tyle szeroki, że dwóch członków załogi mogło siedzieć koło siebie. W tylnej części rozdzielał się on na dwie belki ogonowe, które podtrzymywały usterzenie z podwójnym statecznikiem pionowym i sterami kierunku. Taka konstrukcja



Ryc. 9. Łódź latająca Macchi M.12.

Zwraca uwagę kadłub składający się w tylnej części z dwu belek ogonowych i podwójne usterzenie pionowe

Dane techniczne:

rozpiętość 17,00 m, długość 10,90 m, wysokość 3,66 m, powierzchnia nośna 61,0 m²,
maksymalna masa startowa 2560 kg, prędkość maksymalna około 190 km/h

kadłuba i rozmieszczenie powierzchni sterowych dawały tylnemu strzelcowi bardzo szerokie pole ostrzału, zarówno nad, jak i pod usterzeniem poziomym.

Inną cechą wyróżniającą ten samolot była konstrukcja zastrzałów podtrzymujących górny płat. Było to rozwiązanie bazujące na patencie kratownicy Warrena. Projekt polegał na połączeniu dźwigarów obu płatów za pomocą zastrzałów, tworzących w widoku od przodu naprzemiennie odwrócone przestrzenie w kształcie trójkątów równobocznych. W tej konfiguracji elementy te tworzyły kratownicę, w której zastrzały poddawane były jedynie siłom rozciągającym lub ściskającym, nie występowały w nich momenty zginające ani skręcające. Jako dodatkowe wzmocnienie zastosowano stalowe pręty ściągające między obydwoma rzędami zastrzałów. Wprowadzone rozwiązanie pozwalało na znaczące zmniejszenie masy zastrzałów i całego podparcia górnego płata przy zachowaniu wymaganej nośności.

Samolot był napędzany pojedynczym silnikiem Ansaldo-San Giorgio 4 E/28 o mocy 450 KM, umieszczonym w gondoli na ramie, między płatami za kabiną pilota. Zastosowano śmigło drewniane, dwułopatowe, pchające, o stałym skoku. Do dolnego płata, bezpośrednio pod miejscem zakotwienia zastrzałów przytwierdzono płytki stabilizujące. Mocowane były one do dźwigara za pomocą dodatkowej konstrukcji z rurek stalowych.

Macchi M.19

Drugim samolotem, jaki firma Macchi wystawiła do zawodów, był model Macchi M.19. Zdawano sobie bowiem sprawę, że model M.12 był projektowany pod nieco innym kątem i nie w pełni odpowiadał oczekiwaniom stawianym wobec samolotu wyścigowego. W związku z powyższym zlecono biuro konstrukcyjnemu zadanie opracowania od podstaw odpowiedniego projektu – całkowicie nowej konstrukcji przeznaczonej wyłącznie na zawody.

Głównym konstruktorem firmy był w tamtym okresie Alessandro Tonini. Był on niezwykle utalentowanym inżynierem i jednocześnie absolwentem Lotniczej Szkoły Wyższej (Ecole Supérieure Aéronautique) w Liège w Belgii. Miał już wtedy w swoim dorobku zawodowym znaczące osiągnięcia – był m.in. współautorem konstrukcji pierwszego w historii samolotu z kadłubem wykonanym w technologii skorupowej, czy też jednego z pierwszych samolotów w układzie tzw. kaczkę.

Przystępując do projektowania M.19, A. Tonini zaproponował klasyczny układ konstrukcyjny z tamtego okresu – miała to być dwupłatowa łódź latająca napędzana silnikiem umieszczonym centralnie nad kadłubem. Jednakże, w przeciwieństwie do modelu M.12, kadłub nowej łodzi ukształtowano zgodnie z wymogami hydrodynamiki. Był on zatem znacznie węższy i w części zanurzeniowej miał wyraźnie zaznaczony kil poprawiający stateczność w czasie startu i lądowania. Część dziobowa kadłuba była zadarta ku górze, co poprawiało dzielność morską i bezpieczeństwo manewrowania na wodzie. W tylnej części kadłub miał przekrój poprzeczny zbliżony do kształtu trapezu. Płat górny, podobnie jak w modelu M.12, był podparty podwójnym rzędem zastrzałów Warrena. Płat dolny, o mniejszej rozpiętości niż górny, był mocowany nieco powyżej środka wysokości kadłuba i podparty dodatkową parą zastrzałów. W celu poprawy stabilności podczas manewrów na wodzie zastosowano klasyczne płytki podskrzydłowe o prostokątnym przekroju poprzecznym. Usterzenie samolotu stanowił pojedynczy statecznik pionowy i statecznik poziomy usztywniony linkami napinającymi.

Silnik samolotu zabudowano bezpośrednio na krawędzi natarcia górnego płata. Wykorzystano potężny, 12-cylindrowy widlasty motor firmy Fiat (model A.14 o poj. skokowej 57,25 l i rozwijający moc maksymalną 650 KM), który napędzał czterołopatowe śmigło ciągnące. Jednoosobowa kabina pilota



Ryc. 10. Łódź latająca Macchi M.19. Dobrze widoczne ustawienie zastrzałów w kratownicę Warrena. Widać też silnie wklęsły kształt dennicy w części dziobowej kadłuba oraz czterołopatowe śmigło

Dane techniczne:

rozpiętość 15,86 m, długość 11,40 m, wysokość 3,70 m, powierzchnia nośna 45,0 m², maksymalna masa startowa 2660 kg, prędkość maksymalna około 230 km/h

była cofnięta i znajdowała się bezpośrednio pod silnikiem. Pilota chroniła aerodynamicznie ukształtowana owiewka.

Macchi M.19 odbył swój pierwszy lot w sierpniu 1920 r. z bazy wodnosamolotów Schiranna nad jeziorem Varese, w pobliżu zakładów macierzystych Macchi. Testy były prowadzone pod nadzorem doświadczonego pilota-oblatywacza Arturo Zanettiego. W czasie prób osiągnięto dobrą prędkość – 240 km/h, ale ujawniły się również istotne problemy ze sterowaniem i stabilnością lotu. Samolot wykazywał m.in. nadmierną reakcję na wysoki moment obrotowy silnika, co wymagało nieustannie zwiększonej uwagi ze strony pilota. Wada ta była na tyle istotna, że postanowiono przeprojektować ster kierunku. Początkowo zaproponowane zmiany okazały się niewystarczające, w związku z tym przeprojektowano również i kadłub. Wszystkie prace udało się zrealizować dosłownie w ostatniej chwili i samolot mógł być wysłany na zawody. Planowano przygotowanie dwu egzemplarzy, ale wobec opóźnionych prac rozwojowych ostatecznie zbudowano tylko jeden.

Zawody

Do udziału w zawodach zgłoszono pięć samolotów. Włochy były reprezentowane przez cztery maszyny. Były to samoloty wytwórni Savoia: model 19 – zbudowany specjalnie na potrzeby wyścigu i bombowiec Savoia S.12 bis zaadaptowany do udziału w wyścigach. Pozostałe dwie maszyny były konstrukcjami Macchi – wspomniane samoloty M.12 i M.19. Francja zgłosiła samolot pływakowy SPAD Herbémont z Jeanem Casale jako pilotem. Zgłoszenie to zostało jednak

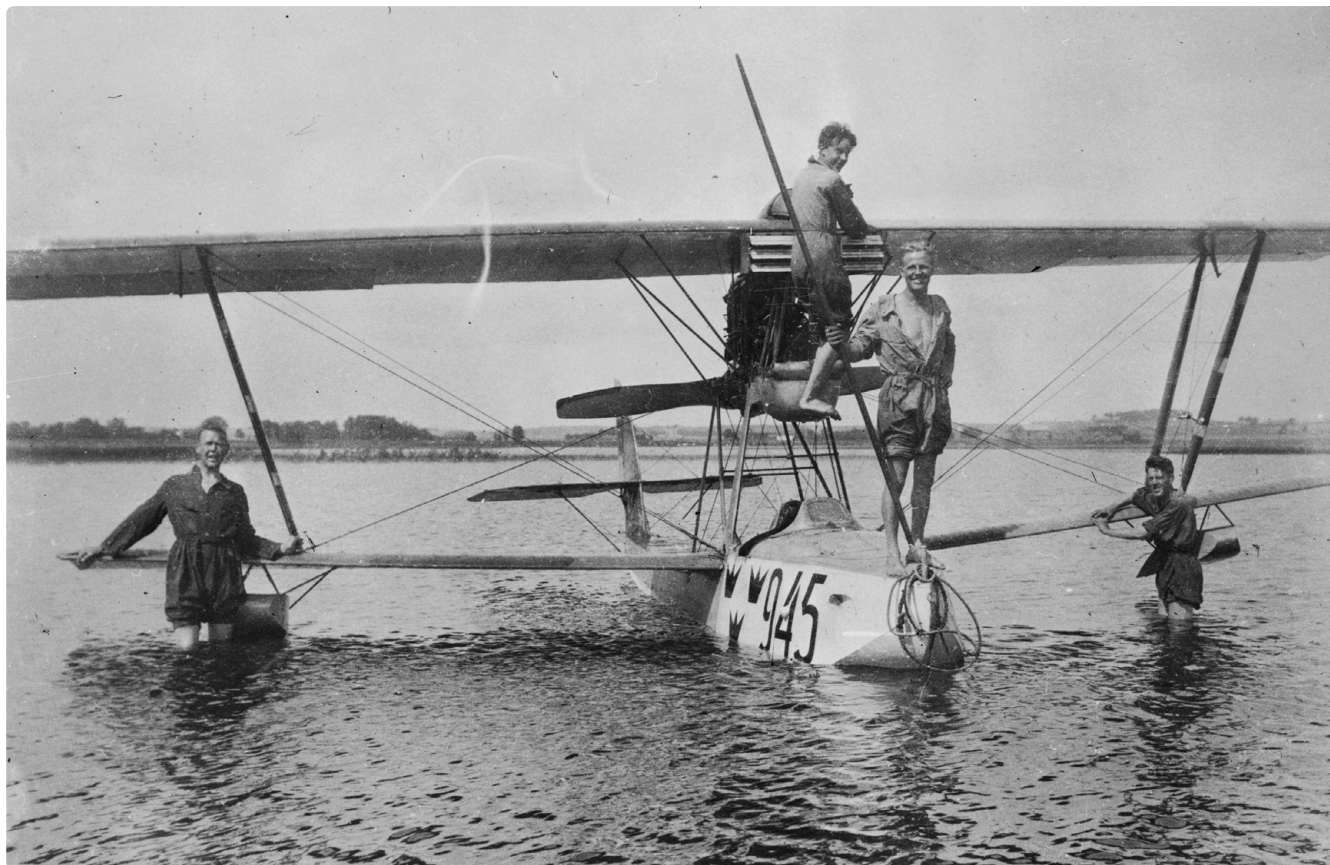
wycofane dosłownie w ostatniej chwili, m.in. z powodu trudności transportowych wynikających z niepokojów pracowniczych we włoskich portach. Udziałem w zawodach nie była niestety zainteresowana żadna z wytwórni brytyjskich, pomimo dodatkowych zachęt pieniężnych ze strony rządu.

Zawody rozpoczęły się od prób nawigacyjnych. Niestety dość szybko ujawniły się problemy wynikające z wad konstrukcyjnych i mechanicznych S.19 i M.19. Dodatkowo, czynnikiem niesprzyjającym była fatalna pogoda, która sprawiła, że oprócz S.12 bis żaden z pozostałych trzech samolotów nie zaliczył prób dzielności morskiej.

Trasę wyścigu, choć w tych okolicznościach można mówić raczej o przelocie niż wyścigu, wytyczono na wodach laguny weneckiej. Do pokonania było 10 okrążeń toru, każde o długości 37,1 km. Start i meta trasy znajdowały się na terenie bazy morskiej San Andrea. Porucznik Luigi Bologna, pilotując łódź S.12 bis ukończył trasę ze średnią prędkością 172,5 km/godz. Samolot był napędzany silnikiem Ansaldo o mocy 550 KM. Z pewnością nie był to oszałamiający wynik, ale w tych okolicznościach liczyło się przede wszystkim ukończenie trasy. Tym samym czwarta edycja zawodów okazała się kolejnym pokazem dominacji Włoch.

Wenecja, 1921 r.

Blisko tydzień po weneckich zawodach Pucharu Schneidera, 28 sierpnia 1920 r. we Francji, w miejscowości Étampes, rozgrywana była kolejna edycja Pucharu Gordona Benetta



Ryc. 11. Samolot Macchi M.7 szwedzkich sił powietrznych. Widoczny nieosłonięty silnik i chłodnica szczelinowa starego typu

w kategorii samolotów lądowych. Zawody wygrał francuski pilot Joseph Sadi-Lecointe, lecąc samolotem Nieuport-Delâge Ni-D 29V. Na trasie o długości 300 km, między Orléanem a miejscowością Étampes osiągnął średnią prędkość 271 km/h. Ponieważ było to trzecie z rzędu zwycięstwo Francuzów w tych zawodach, zgodnie z regulaminem Puchar Gordona Benetta przeszedł na własność Aeroklubu Francuskiego. W praktyce oznaczało to, że jedynym liczącym się trofeum, jakie pozostało do zdobycia w międzynarodowych wyścigach lotniczych był Puchar Schneidera. Można się było zatem spodziewać zaciętej rywalizacji w nadchodzącej edycji.

Dodatkowo, aby poprawić atrakcyjność wyścigu, zwiększyć konkurencję oraz zachęcić do udziału przedstawicieli z innych państw, FAI zniósł przepis o obowiązkowym balastowaniu samolotów. Zrezygnowano także z prób dzielności morskiej i obowiązkowego, dwukrotnego wyholowania samolotu na brzeg. Wprowadzono natomiast nowy wymóg dotyczący wodoszczelności kadłuba/pływaków – zgodnie z przepisami zacumowany samolot miał utrzymać się na powierzchni przez 6 godzin bez asysty ze strony obsługi.

Firma Macchi postanowiła wystawić do konkursu dwie konstrukcje. Pierwszą był model M.19, samolot, który brał udział w zawodach w Wenecji w 1920 r. Drugą maszyną był model M.7 bis, będący znacznie zmodyfikowaną wersją samolotu M.7.

Samolot Macchi M.7 bis

Macchi M.7 został opracowany przez Alessandro Toniniego pod koniec I w. św. jako samolot myśliwski. Zachowywał

typowy układ konstrukcyjny ówczesnych myśliwców morskich, a więc kadłub łożni latającej z silnikiem centralnie umieszczonym u góry. Kadłub samolotu był konstrukcją szkieletowej, krytej sklejką świerkową. Skrzydła ustawione lekko skośnie do tyłu miały układ tzw. półtorapłata – było to rozwiązanie znane z konstrukcji Nieuporta – dolne płyty węższe i o znacznie mniejszej rozpiętości niż górne, oba połączone zastrzałami rozszerzonymi ku górze (widok zarówno z przodu, jak i z boku). Lotki znajdowały się tylko na górnym skrzydle i były zamontowane na samych jego końcach.

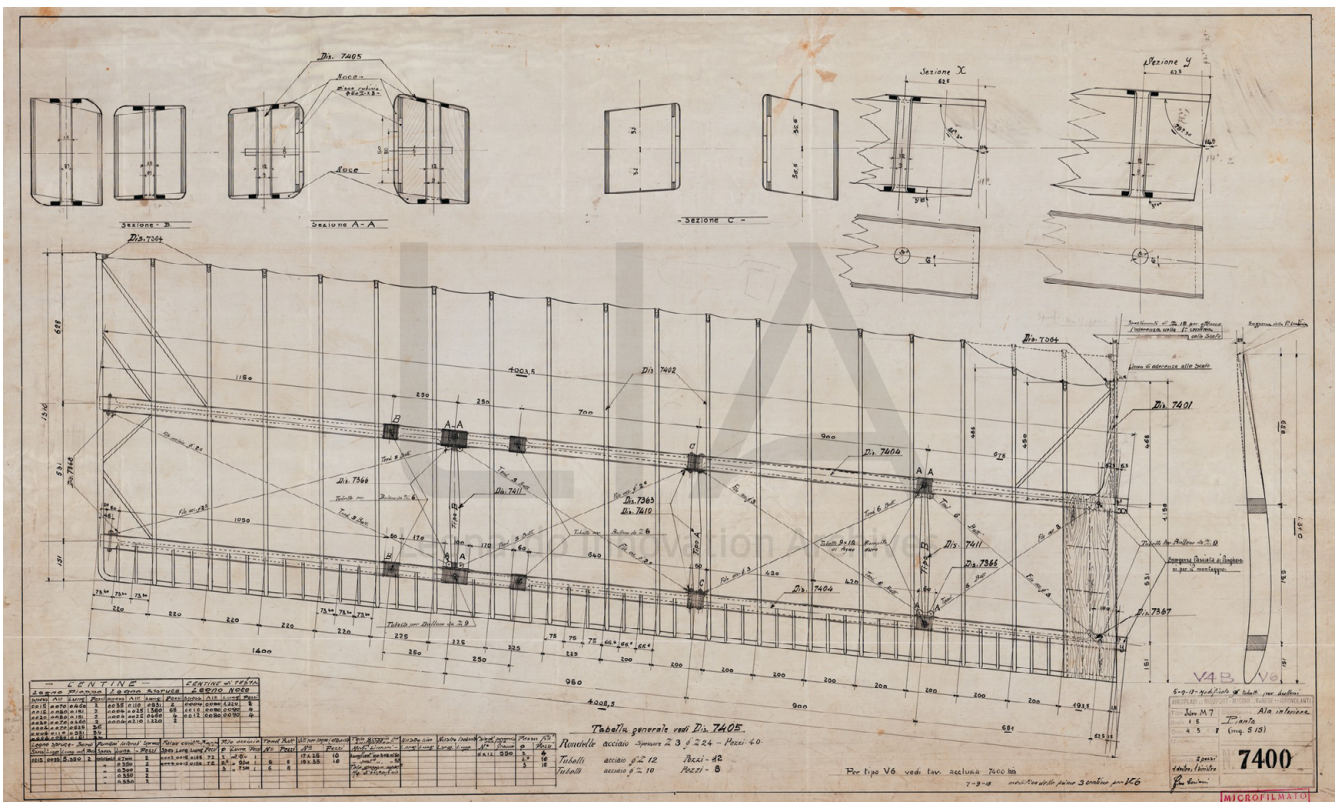
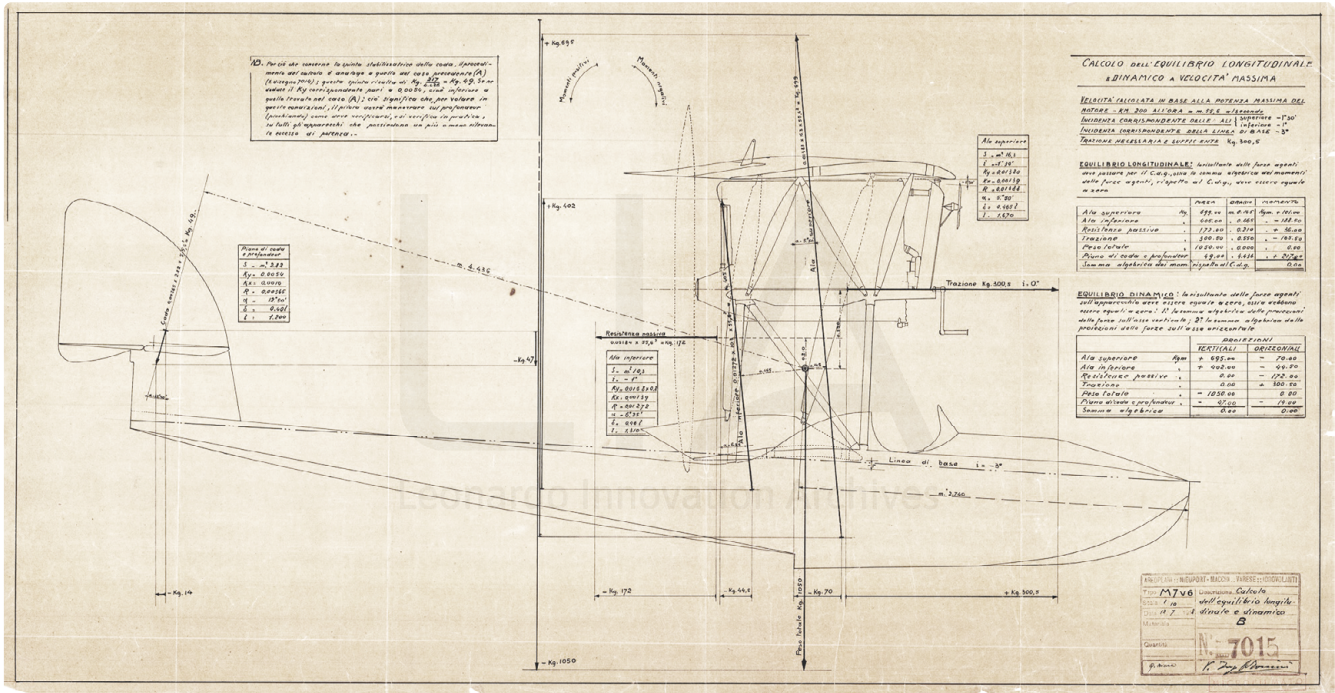
Silnik samolotu został zabudowany w ramie o konstrukcji rurowej, wspierającej jednocześnie górny centropląt. Do napędu zastosowano 6-cylindrowy motor rzędowy Isotta Fraschini V6 Asso 200 o pojemności skokowej 14,78 l i mocy 250 KM oraz śmigło pchające.

Otwarty kokpit znajdował się przed krawędzią natarcia dolnego płata, bezpośrednio pod chłodnicą wodną, był chroniony niewielkim wiatrochronem i posiadał aerodynamicznie uformowany zagłówek dla pilota. Samolot miał doskonałe osiągi, m.in. w czasie prób operacyjnych udało się uzyskać prędkość maksymalną 210 km/h. Tym samym był to najszybszy wodnosamolot myśliwski na świecie w tamtym okresie. I właśnie ta konstrukcja była podstawą do opracowania modelu wyścigowego M.7 bis na zawody w Wenecji w 1921 r.

Wprowadzone zmiany miały przede wszystkim na celu zmniejszenie masy samolotu, poprawę jego aerodynamiki i zwrotności. Przekonstruowano podparcie górnego płata, rezygnując ze skośnych zastrzałów charakterystycznych dla samolotów Nieuporta i wprowadzając klasyczne proste.

Zmniejszono również rozpiętość płatów z 9,70 do 7,75 m, poprawiając w ten sposób zwrotność samolotu. Radykalnie przeprojektowano kadłub – jego przekrój poprzeczny części zanurzeniowej miał kształt wklęsły, co znacznie poprawiło własności hydrodynamiczne płatowca. Zmieniono kształt wiatrochronu pilota, dzięki czemu poprawiła się widoczność na boki. Zastosowano nowy silnik Isotta Fraschini

o mocy zwiększonej do 300 KM. Przeprojektowano również układ chłodzenia – pierwotną chłodnicę w formie płytowego kolektora szczelinowego umieszczonego nad silnikiem i bezpośrednio przed krawędzią natarcia górnego płata zastąpiono nową, dopasowaną kształtem do powierzchni czołowej silnika i zamontowaną bezpośrednio przed nim. Oczywiście zdemontowano również karabiny maszynowe.



Ryc. 12. Arkusze dokumentacji technicznej samolotu Macchi M.7 / M.7 bis. Na drugiej fotografii widoczna struktura wewnętrzna dolnego płata i wklęsło-wypukły kształt zastosowanego profilu lotniczego

Wyprodukowano łącznie 17 egzemplarzy tego modelu. Poza samolotami, które wzięły udział w zawodach pozostałe dostarczono włoskim siłom powietrznym.

Zawody

Mimo że potencjalnych zgłoszeń było wiele, zawody w 1921 r. rozegrane na Lido 7 sierpnia przyciągnęły zaledwie jednego zagranicznego uczestnika. Był nim wspomniany Sadi-Lecointe na specjalnie przerobionym na potrzeby pucharu samolocie Nieuport 29, wyposażonym w silnik Hispano-Suiza V8 o mocy 300 KM. Była to ta sama konstrukcja, która rok wcześniej wygrała Puchar Gordona Benetta, ale zamiast podwozia kołowego zabudowano pływak. Jednak w czasie przygotowań do zawodów, gdy montowano pływak do kadłuba, samolot uległ uszkodzeniu. Usterki niestety nie dało się usunąć na miejscu i załoga francuska wycofała się z zawodów.

W efekcie w wyścigu wzięły udział tylko maszyny włoskie: Macchi M.19 pilotowany przez oblatywacza firmy Macchi A. Zanetti, dwa modele Macchi M.7 bis i jeden samolot Savoia S.19.

Prowadzenie w wyścigu od samego początku objął A. Zanetti. Niestety na 12. okrążeniu musiał wycofać się z rywalizacji. Doszło do pęknięcia wału korbowego spowodowanego najprawdopodobniej nadmierną prędkością obrotową lub wadą materiałową. Oderwany fragment rozerwał przewód paliwowy, w wyniku czego doszło do pożaru silnika. Na szczęście pilotowi udało się bezpiecznie wylądować i nie ucierpiał on w wyniku tego zdarzenia. Chwilę później samolot spłonął całkowicie na oczach publiczności.

W zawodach ostatecznie zwyciężył pilot Giovanni De Briganti w Macchi M.7 bis o numerze rejestracyjnym

I-BAFV, osiągając średnią prędkość przelotu 190 km/h. Było to pierwsze zwycięstwo firmy Macchi i jednocześnie dopiero drugi jej udział w Pucharze Schneidera. Warto zaznaczyć, że lepsze czasy okrążeń od G. De Brigantiego miał jego kolega z zespołu fabrycznego Piero Corgnolino, również lecący na M.7 bis. Niestety w samolocie Corgnolino zabrakło paliwa na 4 okrążenia przed metą.

Jak się zatem okazało, wcale nie zwyciężył samolot najszybszy, o wygranej w tej edycji decydowała bowiem niezawodność i odpowiednia logistyka. W uzupełnieniu warto dodać, że samolotem M.7 firma Macchi odniosła też duży sukces komercyjny. Po wprowadzeniu składanych skrzydeł samolot służył jako myśliwiec na pokładzie włoskiego okrętu Giuseppe Miraglia oraz w sześciu włoskich eskadrach marynarki wojennej. Ponadto samolot był eksportowany i służył w siłach powietrznych Argentyny, Brazylii, Paragwaju i Szwecji. Ostatni egzemplarz był używany przez służby ratownicze jako cywilny samolot szkoleniowy aż do 1940 r.

Neapol, 1922 r.

Po zwycięstwach w zawodach w latach 1920 i 1921 Włochy były zdeterminowane, by wygrać również w 1922 r. Jeśli im się to udało, to byłoby to trzecie zwycięstwo z rzędu i Puchar Schneidera przeszedłby na ich własność. Jednocześnie byłby to koniec tych zawodów.

W związku z tym bardzo poważnie przystąpiono do przygotowań. W eliminacjach zdecydowano się na wystawienie aż pięciu samolotów, następnie spośród nich miano wyłonić trzy biorące udział w zawodach. Z Francji zgłoszono dwie łodzie latające Chantiers Aéro-Maritimes de la



Ryc. 13. Arturo Zanetti, pilot-oblatywacz firmy Macchi w kabinie łodzi latającej Macchi M.5



Ryc. 14. Zwycięski samolot M.7 bis G. De Brigantiego rej. I-BAFV. Na drugiej fotografii ten sam samolot w reklamie olejów firmy Mobil. Dobrze widoczna zmieniona chłodnica w porównaniu do modelu M.7

Dane techniczne:

rozpiętość 7,75 m, długość 8,09 m, wysokość 2,97 m, powierzchnia nośna 23,50 m², maksymalna masa startowa 1098 kg, prędkość maksymalna około 230 km/h

Seine CAMS 36, maszyny te były napędzane silnikami firmy Hispano-Suiza o mocy 300 KM. Wielka Brytania zgłosiła samolot Supermarine Sea Lion II pilotowany przez Henriego Biarda. Włochy ostatecznie reprezentowali Alessandro Passeleva na samolocie Savoia S.51, Piero Corgnolino na Macchi M.7 i A. Zanetti na Macchi M.17.

Duże zainteresowanie wzbudzał samolot firmy Savoia. Była to dość nietypowa konstrukcja. Charakteryzowała się bardzo małym płatem dolnym, o prostokątnym obrysie i powierzchni stanowiącej mniej niż 20% powierzchni górnego płata. Płat ten był montowany bezpośrednio w kadłubie i był przesunięty w stosunku do górnego mniej więcej do połowy cięciwy górnego skrzydła. Pływaki stabilizujące zamocowano na wspornikach typu N poza końcami dolnego płata. Silnik umieszczony był w opływowej gondoli będącej częścią centropłata górnego skrzydła i napędzał dwułopatowe śmigło pchające. Nietypowym rozwiązaniem było odprowadzanie spalin przez górną część gondoli, nad górnym płatem. Kabina pilota mieściła się z przodu, przed linią krawędzi natarcia górnego płata. Kadłub samolotu był niezwykle smukły i w tylnej części łagodnie przechodził w statecznik pionowy. Generalnie samolot wyglądał na bardzo dobrze dopracowany aerodynamicznie i był, jak się okazało, najszybszy spośród maszyn biorących udział w próbach wstępnych.

Firma Macchi postanowiła wystawić do zawodów dwie maszyny. Pierwszą była sprawdzona konstrukcja M.7 bis, zwycięska maszyna z poprzedniej edycji zawodów w Wenecji. Drugim był model M.17.

Samolot Macchi M.17

Prace projektowe nad M.17 rozpoczęły się jeszcze w 1919 r., kierował nimi inżynier Alessandro Tonini. Model ten bazował, podobnie jak M.19, na bardzo udanym myśliwcu z okresu I w. św. – Macchi M.7. W 1920 r. zbudowano jeden egzemplarz, który wygrał Grand Prix podczas mityngu



Ryc. 15. Plakat reklamowy zawodów Pucharu Schneidera w Neapolu w 1922 r.

hydroplanów w Monako w tym samym roku. Niestety, podczas lądowania, już po ukończeniu wyścigu, samolot uległ całkowitemu zniszczeniu, a pilot Arturo Zanetti został ranny. W związku z tym rozpoczęto budowę drugiego egzemplarza, który planowano wystawić do zawodów Pucharu Schneidera w Wenecji w 1921 r. Większość sił i środków zaangażowano wtedy w projekt M.19 i prace nad M.17 bardzo się przeciągały. Projektu jednak nie porzucono i samolot M.17 (nr rejestracyjny I-BAHG) był ostatecznie gotowy na zawody w Neapolu w 1922 r.



Ryc. 16. Samolot M.17 (nr rejestracyjny I-BAHG) przygotowany na zawody w Neapolu. Zwracają uwagę pojedyncze zastrzały skrzydłowe wzmacniane mieczami

Dane techniczne:

rozpiętość płata górnego 8,8 m, długość 7,81 m, wysokość 2,7 m, powierzchnia nośna 17,0 m², masa maksymalna całkowita 950 kg, prędkość maksymalna około 240 km/h

Konstrukcja bardzo przypominała model M.7. Wyraźnie widoczną różnicą był zmniejszony odstęp między skrzydłami. Pozwoliło to na zredukowanie zastrzałów skrzydłowych do pojedynczych wsporników wzmocnionych u nasady niewielkimi mieczami. Wstępne obliczenia statyczne wskazywały, że linia ciągu silnika powinna pozostać niezmieniona, musiał on być zatem umieszczony powyżej centroplata górnego skrzydła. Konstrukcję wspierającą silnik oparto na poprzecznych, usztywnionych drutami zastrzałach w kształcie litery N. Przednie zastrzały ramy silnika miały masywną konstrukcję, w ich przekroju poprzecznym zastosowano profil aerodynamiczny o dość dużej cięciwie. Przy okazji zmieniono również górny płat, nadając mu wyraźne wzniesienie. Według niektórych źródeł wprowadzono również zmiany w jego strukturze wewnętrznej, rezygnując z tylnego dźwigara.

Zastosowane w stosunku do M.7 zmiany obejmowały także kształt kadłuba – przede wszystkim pogłębiono przednią jego część i zmieniono profil dennicy, aby posiadała w przekroju poprzecznym kształt bardziej zbliżony do litery V. Pozostała część kadłuba oraz usterzenie były niemal identyczne jak w M.7.

Napęd samolotu stanowił 6-cylindrowy, jednorzędowy, chłodzony wodą, wolnossący silnik Isotta-Fraschini o pojemności skokowej 16,62 l i mocy 260 KM. Przednia część silnika była osłonięta, tylna natomiast pozostawała odkryta. Duża chłodnica wody znajdowała się przed silnikiem, nad płatem głównym i była wysunięta przed jego krawędź natarcia, a chłodnica oleju była zamontowana poniżej chłodnicy

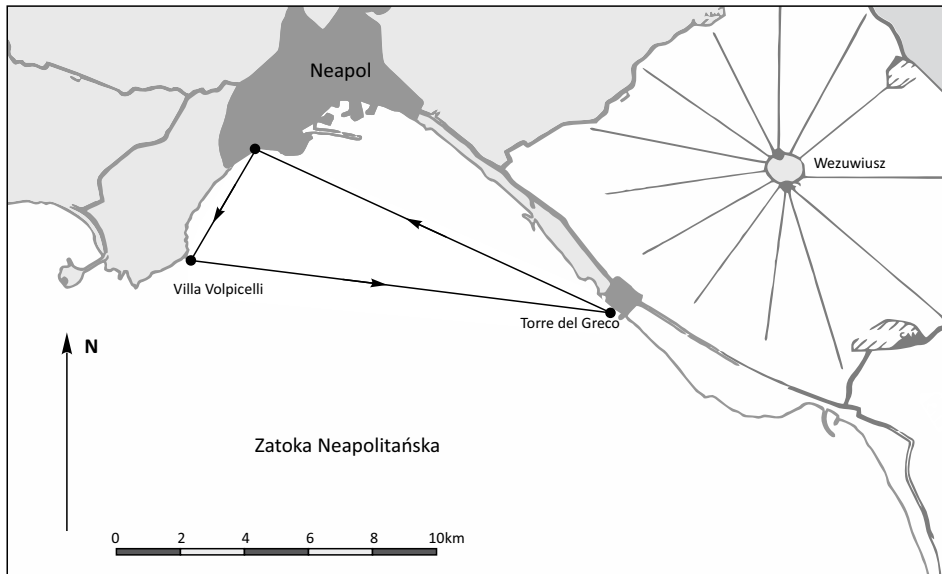
wody. Śmigło samolotu było drewniane, dwułopatowe, pchające o średnicy 3,09 m i o stałym skoku.

Egzemplarz samolotu wystawiony w zawodach w Neapolu był później używany jako maszyna treningowa. Jednakże już po zawodach zespół konstrukcyjny Macchi, pod nowym kierownictwem Mario Castoldiego, uznał, że ani M.17, ani M.19 nie mają dalszego potencjału rozwojowego i jakiegokolwiek dalsze prace zostały przerwane.

Zawody

Trasę wyścigu wytyczono na bazie trójkąta. Rozpocynała się krótkim odcinkiem wzdłuż wybrzeża na południowy zachód od Neapolu, po czym koło Cabo samoloty miały przelecieć nad zatoką w kierunku wschodnim do portu Torre del Greco. Tam trasa zakreślała na północny zachód i wracała przez zatokę z powrotem do Neapolu. Do pokonania było 13 okrążeń, każde o długości około 28,5 km. Punkty zwrotne oznaczone były balonami na uwięzi. Naturalne ukształtowanie Zatoki Neapolitańskiej zapewniało zawodnikom dobrą osłonę przed wiatrem znad otwartego morza, od strony lądu zaś chronił masyw Wezuwiusza.

Podczas lotów treningowych przed zawodami typowano do zwycięstwa dwa samoloty – albo wspomniany Savoia S.51, albo M.17 pilotowany przez A. Zanettiego, który również wykazał się dobrą prędkością. Samolot brytyjski sprawiał natomiast wrażenie dość ciężkiego. W sobotę 12 sierpnia, w dniu prób wstępnych, obie francuskie łodzie latające zostały wycofane po tym, jak jedna z nich wywróciła się podczas testów. Pozostały trzy włoskie samoloty



Ryc. 17. Trasa wyścigu o Puchar Schneidera w 1922 r.

i jeden brytyjski. Doszło także do wypadku samolotu S.51. Maszyna podczas prób na kotwicy w wyniku błędu obsługi przewróciła się, ale udało się ją podnieść. Wydawało się, że nie uległa żadnym poważnym uszkodzeniom. Właściwy wyścig miał się odbyć kolejnego dnia.

Jako pierwszy wystartował Henri Biard na Supermarine Sea Lion II, za nim ruszyły maszyny włoskie. Po kilku okrążeniach do prowadzącego Supermarine zaczął się wyraźnie zbliżać samolot Savoia S.51 pilotowany przez A. Passalewę. Jednak w pewnym momencie samolot Passalewy lekko zwolnił. Powodem były nadmierne drgania płatownicy, a jedyną szansą na kontynuowanie wyścigu było zmniejszenie obrotów silnika. Pilotowi włoskiemu pozostało zatem tylko skupić się na zadaniu i mieć nadzieję, że Brytyjczyk popełni błąd lub jego silnik nie wytrzyma obciążenia. Tak się jednak nie stało. Wyścig wygrał H. Biard, ze średnią prędkością 234,48 km/h. A. Passalewa (w S.51) przybył nieco ponad dwie minuty później, osiągając średnią prędkość 230,41 km/h, a A. Zanetti zajął trzecie miejsce na M.17. Na ostatnim miejscu uplasował się Corgnolino w M.7, osiągając średnią prędkość 198 km/h. Tym samym Włochom nie udało się zdobyć pucharu na własność. Porażka ta była tym bardziej dotkliwa, że raptem cztery miesiące później A. Passalewa, lecąc samolotem S.51, który brał udział w zawodach w Neapolu, ustanowił nowy rekord świata dla wodnosamolotów, osiągając prędkość maksymalną 280,15 km/h.

Inspekcja samolotu S.51 przeprowadzona po wyścigu wykazała, że przyczyną nadmiernych drgań było częściowe rozklejenie warstw drewna, z których wykonane było śmigło. Oczywiście awaria ta była powiązana z wywrotką samolotu, która miała miejsce poprzedniego dnia podczas prób kotwiczenia. Wobec zwycięstwa samolotu Supermarine kolejne zawody miały się odbyć w Wielkiej Brytanii.

Koniec części 1.

W następnym numerze przedstawimy część 2. artykułu, gdzie opisana będzie rywalizacja w latach 1923–31. Omówiona zostanie

także udana próba ustanowienia rekordu świata prędkości maksymalnej przelotu w kategorii wodnosamolotów.

Bibliografia:

- [1] Barker, R (2019). *The Schneider Trophy Races: The Extraordinary True Story of Aviation's Greatest Competition*. London: Silvertail Books. ISBN: 978-1-90926-987-3.
- [2] Edward, E. (2001). *The Schneider Trophy Story*. Shrewsbury: Airlife Publishing Ltd. ISBN: 978-0-76031-118-9.
- [3] Gance, J. (2020). *Wings Over Water. The Story of the World's Greatest Air Race and the Birth of the Spitfire*. Atlantic Books, Londyn. ISBN: 978-1-78649-419-1.
- [4] Gueli, M. (2016). Gli idrovolanti da corsa della Macchi. *Storia Militare*, n. 268. Parma: Edizioni Storia Militare. ISSN 1122-5289.
- [5] James, D. N. (1991). *Schneider Trophy Aircraft 1913–1931*. Londyn: Putnam & Company Ltd. ISBN: 978-0-370-30328-4.
- [6] Murland, J. (2021). *The Schneider Trophy Air Races The Development of Flight from 1909 to the Spitfire*. Yorkshire: Pen & Sword Aviation. ISBN: 978-1-52677-001-1.
- [7] Tonini, V. (2003). Un aereo in cortile. Alessandro Tonini progettista della Nieuport–Macchi e i pionieri dell'aviazione. Varese: Macchione Editore. ISBN: 978-8-883-40161-9.
- [8] <https://archive.org/details/larophile17besa/page/12/mode/2up> [dostęp 19.08.2025].

Źródła ilustracji

Wikipedia/Wikimedia Commons public domain: Ryc. 1 (kolekcja Bibliothéque Nationale de France), Ryc. 2, Ryc. 3, Ryc. 9
 Leonardo Innovation Archives, Centro di Documentazione Storica Aermacchi: Ryc. 5, Ryc. 6, Ryc. 7, Ryc. 12, Ryc. 13, Ryc. 14, Ryc. 16
 Archiwum własne autora: Ryc. 8, Ryc. 17
 Mus'ee de l'Air et de l'Espace Archives: Ryc. 4
 San Diego Air and Space Museum Archive, public commons: Ryc. 10
 Internet Archive <https://archive.org>: Ryc. 11



Lublin R-XIII ma szansę znowu latać

Jarosław Mądro,
Politechnika Lubelska, entuzjasta lotnictwa

Dnia 15.07.2025 r. w gmachu Wydziału Mechanicznego Politechniki Lubelskiej podpisano list intencyjny w sprawie budowy latającej repliki samolotu Lublin R-XIII. Fundacja Lotniczy Lublin, Politechnika Lubelska oraz Miasto Lublin będą współdziałać w tym wyjątkowym projekcie.

Sygnatariuszami listu są Prezydent Miasta Lublin dr Krzysztof Żuk, Prorektor ds. cyfryzacji i komercjalizacji Politechniki Lubelskiej – dr hab. inż. Konrad Gromaszek, prezes Fundacji Lotniczy Lublin – mgr inż. Marek Gromaszek oraz wiceprezes Fundacji Lotniczy Lublin gen. bryg. w stanie spoczynku pil. dr inż. Ryszard Hać.

Nieco historii

Samolot Lublin R-XIII zaprojektował inż. Jerzy Rudlicki w 1930 r. Początkowo prowadzono prace nad projektami oznaczonymi R-XIV i R-XV. Obłot nowej maszyny został wykonany przez Władysława Szulczewskiego 5 czerwca 1930 r. Następnie przeprowadzono próby w Instytucie Badań Techniki Lotniczej. Po ich zakończeniu wyprodukowano serię 15 egzemplarzy samolotu R-XIV, które przekazano wojsku. Ostatni samolot z tej serii, oznaczony numerem 54.15 stał się prototypem samolotu R-XIII. Departament Aeronautyki w lipcu 1930 r. złożył zamówienie na 50 maszyn R-XIII.



Ryc. 1. Model Lublina R-XIII, rzut z góry



Ryc. 2-6. Na zdjęciach od lewej: prorektor PL K. Gromaszek, prezydent Miasta Lublin K. Żuk, konstruktor samolotów H. Wicki, dziekan Wydziału Mechanicznego H. Dębski, redaktor D. Majsak

Produkcję seryjną rozpoczęto 17 września 1931 r. Pierwszy Lublin R-XIIIA wszedł do służby 7 czerwca 1932 r. Wszystkie samoloty z serii A w liczbie 50 sztuk zostały zmodyfikowane i otrzymały oznaczenie R-XIIIB. Następnie opracowano wersje ulepszone aerodynamicznie: C i D.

W 1934 r. opracowano wersję z pływakami dla marynarki wojennej, oznaczaną R-XIIIter. Posiadała ona nieco zwiększone wymiary oraz ciężar, co niekorzystnie wpłynęło na aerodynamikę oraz osiągi modelu. Kolejna wersja – R-XIIIE miała wzmocniony płat i 4 wyrzutniki bombowe, jednak nie została skierowana do produkcji seryjnej. Ostatnią była wersja R-XIIIF produkowana od 1934 r.

Łącznie wyprodukowano 273 samoloty wszystkich wersji.

Konstrukcja

R-XIII to dwumiejscowy górnopłat zastrzałowy (parasol) z podwoziem stałym o konstrukcji mieszanej (stalowo-drewnianej).

Kadłub i łożo silnika spawane były z rur stalowych. Kadłub pokryty był płótnem oraz (z przodu i od góry) blachą duralową. Przed kabiną znajdował się zbiornik paliwa o pojemności 200 litrów. Tablicę przyrządów pilota wyposażono w busolę, sztuczny horyzont, obrotomierz, wskaźniki paliwa i oleju, zegar, dwa wysokościomierze, prędkościomierz z chyłomierzem i zakrętomierzem. W tylnej kabine była możliwość zabudowy aparatu do zdjęć pionowych i radiostacji. Pod kadłubem był umieszczony podchwytacz mel-dunków. W samolocie zastosowano dwa rodzaje silników: Škoda o masie 250 kg i Gnome-Rhône – 280 kg. Podwozie było dwukołowe z płożą ogonową. Morski Dywizjon Lotniczy Marynarki Wojennej używał R-XIIIter w wersji z pływakami (wodnosamolot) o masie własnej 998 kg.

Skrzydło o obrysie eliptycznym, dwudzielne, dwudźwigarowe, drewniane, pokryte było płótnem, wsparte na piramidce i zastrzałach, a lotki wyposażone zostały w kłapki odciążające.

Usterzenie spawane było z rur, kryte płótnem. Statecznik pionowy usztywniony został cięgnami stalowymi.



Ryc. 7. Przypięcętowanie nawiązania współpracy uściskiem dłoni sygnatariuszy

Użycie bojowe

W 1939 r. w eskadrach polskiego lotnictwa obserwacyjnego było 150 samolotów R-XIII, w tym 50 w wersjach R-XIIID i R-XIIIC w jednostkach bojowych, po 30 sztuk w szkolnictwie i w rezerwie oraz około 40 sztuk w remontach.

W czasie kampanii wrześniowej 40 samolotów tego typu uległo zniszczeniu, a 10 udało się ewakuować do Rumunii. Jeden R-XIII wylądował w ZSRR, jeden na Węgrzech i jeden na Słowacji. Do dziś nie przetrwał żaden egzemplarz. Co prawda parę lat temu odnaleziono w Zatoce Puckiej pływak samolotu, ale poza tym nic więcej się nie zachowało.

Po latach

Tego lata podczas uroczystego podpisania listu intencyjnego związanego z projektem rekonstrukcji „Lublina” obecni byli przedstawiciele stron oraz goście – ludzie związani z lotnictwem, żywo zainteresowani przedsięwzięciem.

Pan Damian Majsak, redaktor naczelny Magazynu „Militaria”, przedstawił zgromadzonym historię powstania i budowy samolotu, o której mogli Państwo przeczytać powyżej. Pan Jacek Woźniak, fundator „Lotniczego Lublina”, opisał historię fundacji, która mieści się w Lublinie w dawnych hangarach fabryki Plage-Laśkiewicz przy ulicy Wrońskiej, gdzie „Lublin” był projektowany i budowany.

Głos też zabrał właściciel Warsztatu Lotniczego TZL Henryk Wicki w Świdniku, gdzie R-XIII będzie budowany. Pan Wicki podsumował dotychczasowe prace nad replikami samolotów i przedstawił założenia podjęte w budowie nowego „Lublina”.

Marek Gromaszek, prezes zarządu Fundacji Lotniczej Lublin podkreślił, że R-XIII to jedyny samolot w historii dwudziestolecia międzywojennego i przemysłu lotniczego, którego nazwa zawierała w sobie nazwę miasta. Nic więc dziwnego, że pomysł stworzenia jego latającej repliki zjednoczył wiele lokalnych środowisk, angażując zarówno władarzy miasta, jak i naukowców z Politechniki.

Prezydent Lublina, dr Krzysztof Żuk, zaznaczył, że projekt to wyjątkowa inicjatywa dla dziedzictwa naszego miasta. Przypomnił też, że do historii lotniczego Lublina odwołujemy się już od dawna. Fabryka Plagego-Laśkiewiczza była fenomenem dwudziestolecia międzywojennego, która z małego zakładu w ciągu kilku lat wyrosła na liczącą się w kraju fabrykę samolotów z własnym biurem konstrukcyjnym. Warto więc odwoływać się do tego, co dobre i z czego możemy być dumni.

Prof. Konrad Gromaszek przypomniał natomiast, że jako Politechnika mamy doświadczenie w realizacji podobnych projektów, jak na przykład budowa trenera czołgowego. Teraz wiedza naszych naukowców wesprze branżę lotniczą. Wiodącą rolę w projekcie odgrywać będzie Wydział Mechaniczny Politechniki.

Dziedziną tego wydziału, prof. Hubert Dębski, zabierając głos, zaznaczył, że głównym zadaniem uczelni w projekcie będzie stworzenie cyfrowego modelu samolotu oraz jego dokumentacji technicznej. Nie będzie to łatwe zadanie, bo do dziś nie zachowały się żadne dokumenty. Wszystkie szczegóły i elementy konstrukcyjne samolotu Lublin R-XIII zostaną stworzone na podstawie dostępnych zdjęć i wymiarów gabarytowych samolotu.

Latająca replika nie będzie identyczna z modelem przedwojennym. Ten miał drewniane skrzydła, a konstrukcja skrzydeł R-XIII, który teraz wzbije się w niebo, ma być zbudowana z aluminium lotniczego.

Trzymamy kciuki za powodzenie projektu. Oby następna wspaniała maszyna wzbijała się w powietrze i cieszyła nie tylko entuzjastów lotnictwa, ale również z dumą podkreślała lotniczą tradycję Lubelszczyzny.

Notka od redakcji:
artykuł p. Jarosława Mądrego jest pierwszym z cyklu tekstów o projekcie. W następnych numerach będziemy Państwa informować o postępach prac nad budową Lublina R-XIII.



Ryc. 8. Autor artykułu przy modelu Lublina R-XIII