Samolot z okładki

Jarosław Pytka

Aero L-39 NG, czyli druga (a może już czwarta?) młodość Albatrosa z Vodochodów. Który samolot może poszczycić się wielotysięczną liczbą wyprodukowanych egzemplarzy? Niewiele jest takich modeli, tym bardziej produkowanych współcześnie, może poza liniowcami pasażerskimi. Sukces utorowało Albatrosowi zwycięstwo poprzednika, Aero L-29 Delfin, w konkursie na samolot szkolno-treningowy dla sił powietrznych państw tzw. bloku wschodniego, czyli dawnego Układu Warszawskiego. L-39 różnych wersji służył do szkolenia podstawowego, zaawansowanego, treningu, a także był używany jako lekki samolot szturmowy w ponad trzydziestu krajach. Bogate doświadczenie zdobyte przez personel zakładów Aero Vodochody, a także chęć kontynuowania rozwoju kolejnych wersji Albatrosa zaowocowały modelem L-59 Super Albatros, a następnie L-159 ALCA (*Advanced Light Combat Aircraft*), które powstały we współpracy z firmą Boeing. Natomiast w roku 2015 pojawił się model L-39 NG Skyfox, o którym można przeczytać w tym numerze TLiA. Nie jest to już zwykły samolot szkolno-treningowy, ale pełny system – z trenażerami, symulatorami i kompletem procedur szkoleniowych, dedykowanych zarówno pilotom-uczniom, jak i instruktorom. O tym, że droga do tak złożonego produktu nie była łatwa, dowiemy się z rozmowy z inż. Jaromirem Langiem, głównym konstruktorem Skyfoxa. Natomiast inż. Hynek Pokorny zapozna nas z programem prób w locie Aero L-39 NG. Przy tej problematyce pozostaniemy dłuższą chwilę, gdyż próby stanowią też tematykę dwóch innych artykułów w bieżącym numerze *Techniki*….

Stowarzyszenie Inżynierów Prób w Locie (SFTE, *Society of Flight Test Engineers*) jest światową organizacją skupiającą specjalistów w zakresie prób w locie statków powietrznych oraz kosmicznych. SFTE istnieje od 1968 r., zaś aktualnie liczba jej członków przekracza 1700 osób z kilkudziesięciu krajów. Od 1986 r. działa Oddział Europejski (SFTE-EC), którego obecnym przewodniczącym jest Nunzio Nicola Caccavo. Stowarzyszenie jest wspierane przez światowy przemysł lotniczy przede wszystkim dlatego, że głównym celem działalności SFTE jest upowszechnianie wiedzy i umiejętności w zakresie prób w locie oraz dokształcanie kadry. Strona internetowa Stowarzyszenia zawiera bogatą bibliotekę różnorodnych materiałów, w tym podręczniki, poradniki, instrukcje czy referaty konferencyjne. W 2025 r. coroczne sympozjum europejskiego oddziału SFTE-EC odbyło się między 4 a 6 czerwca w czeskiej Pradze. Głównym sponsorem była właśnie wytwórnia lotnicza z Vodochodów. Wspomniany inż. Pokorny z ramienia Aero zorganizował wycieczkę techniczną do fabryki. Uczestnicy mieli okazję zwiedzić halę montażową, dział prób naziemnych ze stanowiskiem do prób i badań układu sterowania samolotem, a także hangar obsługi, w którym można było zobaczyć na żywo dwa egzemplarze Skyfoxa. Miłym akcentem, po obiedzie w stołówce pracowniczej był niski przelot L-39NG nad pasem lotniska zakładowego.

Profesja inżyniera prób w locie jest bez wątpienia ciekawa, jednak stanowi nie lada wyzwanie, jeśli uwzględnić fakt braku regularnego zaplecza szkoleniowego. Kursy przygotowawcze do zawodu prowadzone są dosłownie w kilku prestiżowych szkołach pilotów doświadczalnych, zaś koszty szkolenia sięgają kwoty 3–4 mln euro. Godnym naśladowania wyjątkiem jest w tym zakresie działalność prof. Lorenzo Trainelliego z Politechniki Mediolańskiej, który wdrożył niemal kompletny program szkolenia inżyniera prób w locie w ramach studiów wyższych na kierunku lotnictwo. Dzięki temu absolwenci znajdują zatrudnienie w Leonardo S.p.A. i innych firmach lotniczych. W przemyśle lotniczym widać bardzo duże zapotrzebowanie – pojawiają się liczne ogłoszenia o pracy dla pilotów. A czy w Polsce mamy gdzie szkolić takich specjalistów? Samokształcenie to bodaj jedyna opcja dla wytrwałych, w czym zapewne dużą pomocą może być członkostwo w SFTE.



Uczestnicy Sympozjum SFTE EC 2025 w sali konferencyjnej wytwórni podczas wycieczki technicznej do Aero Vodochody

TECHNIKA
lotnicza
I ASTRONAUTYCZNA
AVIATION 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 Zając
(Państwowa Akademia Nauk Stosowanych w Chełmie)

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

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 Systems, który umożliwia dwustronną komunikację między redakcją a Autorem. Znajdują się tam również szczegółowe wytyczne dla Autorów.



Rysunek na s. 1. i 4, okładki: Martyna Bawolska

Spis treści

Eksperymentalne badania w locie nad pęcherzami separacji laminarnej w warunkach napływu turbulencji atmosferycznej **4**

Metodologia próby rozpędzania w locie poziomym do oceny osiągów śmigłowca **18**

Próby w locie samolotu Aero L-39 Skyfox **28**

Platforma treningowa L-39 Skyfox jako ekonomiczny system szkolenia pilotów samolotów odrzutowych **34**

Rozmowa z Jaromirem Langiem, głównym konstruktorem Zakładów Lotniczych Aero Vodochody **40**

Wodnosamoloty Macchi w Pucharze Schneidera – cz. 2 **44**

Zespół do stworzenia dokumentacji samolotu Lublin R-XIII **64**

Kryteria wyboru silników napędowych do samolotów pasażerskich na przykładzie AIRBUS A330neo oraz A350 **66**

Eksperymentalne badania w locie nad pęcherzami separacji laminarnej w warunkach napływu turbulencji atmosferycznej

dr inż. Michael Greiner
University of Stuttgart, Institute of Aerodynamics and Gas Dynamics, Niemcy

Jarosław Pytka
Streszczenie i tłumaczenie

Streszczenie
Artykuł dotyczy badań turbulencji atmosferycznych metodą prób w locie. Wykorzystano w nich aparaturę pomiarowo-badawczą zainstalowaną w szybowcu dwumiejscowym. Przeprowadzono serię lotów testowych, podczas których rejestrowano sygnały pomiarowe z anemometru z gorącym drutem. Wyniki poddano analizie, a jej rezultaty posłużyły do wysnucia wniosków podsumowujących. Szybkość dyssypacji energii turbulentnej ϵ wykazuje niewielki rozrzut w obrębie i pomiędzy poszczególnymi lotami oraz rozkład logarytmiczno-normalny. Stwierdzono ponadto, że istnieje możliwość przeniesienia zmierzonych warunków atmosferycznych do eksperymentu w tunelu aerodynamicznym, co zapewnia wiarygodność i podobieństwo wyników.

Słowa kluczowe: *turbulencje atmosferyczne, anemometr, badania w locie, szybowiec*

Wprowadzenie

Ewolucja profili lotniczych o naturalnym przepływie laminarnym (*Natural Laminar Airflow*, NLF) została znacznie przyspieszona dzięki badaniom w tunelach aerodynamicznych, zapewniających wyjątkowo niskie poziomy turbulencji. Przykładem jest laminarny tunel aerodynamiczny (*Laminar Wind Tunnel*, LWT) Instytutu Aerodynamiki i Dynamiki Gazów w Stuttgarcie. Jednakże „niezakłócony" przepływ w atmosferze swobodnej nie oznacza braku turbulencji. Wręcz przeciwnie, turbulencja ma ogromne znaczenie dla lotnictwa, zwłaszcza pod kątem poziomu zmęczenia i komfortu pasażerów podczas lotów rejsowych (Sharman and Lane, 2016). Mając na uwadze tzw. kaskadę energii (Richardson, 1922), widma turbulencji sięgają również



Szybowiec Arcus (źródło: Schempp-Hirth)

najmniejszej skali, gdzie ruch wirowy ulega rozproszeniu. Oznacza to, że występują skale turbulencji, które są istotne dla warstwy granicznej profilu lotniczego poprzez podatność lub wahania kąta napływu. Jednak turbulencja w atmosferze silnie zależy od zmiennych warunków meteorologicznych i wysokości lotu (Wyngaard, 2010).

Dlatego przejście z przepływu laminarnego do turbulentnego najlepiej badać bezpośrednio w locie (Wagner i in., 1988; Körner i Redeker, 1994). Do tego rodzaju zastosowań opracowano różne techniki pomiarowe (Ewald i in., 1993; Fisher i in., 2003). W celu testowania profili o niskiej prędkości wyposażono szybowiec w platformę do przenoszenia modelu skrzydła, dzięki czemu mógł pełnić funkcję latającego tunelu aerodynamicznego (Körner, 1990).

Z drugiej strony, sama turbulencja atmosferyczna jest charakteryzowana w specjalnie do tego przeznaczonych eksperymentach lotniczych. Wczesne pomiary widm turbulencji atmosferycznej do podwyższonych częstotliwości 20 Hz zostały wykonane przez MacCready'ego i in. (1956, opublikowane w MacCready, 1962) przy użyciu anemometru z gorącym drutem w szybowcu. Przegląd Riedela i Sitzmanna (1998) przedstawia zakres wysokości i prędkości lotu, na których prowadzone są tego rodzaju badania.

Szybowce i turbiny wiatrowe stały się siłą napędową rozwoju naturalnych profili laminarnych, ponieważ te ostatnie znalazły zastosowanie komercyjne. Jeśli chodzi o szybowce, potrzeba dalszych badań nad wpływem turbulencji atmosferycznych stała się oczywista w latach 90. XX wieku, kiedy to niektóre z nich wykazywały zauważalny deficyt osiągów w warunkach turbulencji (Bertolotti, 2001).

Od tego czasu przeprowadzono szereg badań nad profilami laminarnymi o niskiej prędkości lotu. Bernardy (2002) określił miejsce przejścia przepływu laminarnego w turbulentny na skrzydle szybowca za pomocą zestawu mikrofonów w warunkach od spokojnego powietrza do termiki. Natomiast podczas lotu z małą prędkością zaobserwował bardziej wyraźne przejście w górę strumienia w termice niż w powietrzu spokojnym. Peltzer (2004) i Seitz (2007) badali fale 2D- i 3D-Tollmin–Schlichtinga (T–S wave) we wczesnych stadiach ich wzmocnienia. Potwierdzili dominację fal 2D-T–S nad falami skośnymi, chociaż te ostatnie są obecne i wzmacniane. Przejście z przepływu laminarnego do turbulentnego poprzedza pojawienie się nieregularnych punktów turbulencji, a czasami jest ono przesuwane w górę strumienia przez krótkie okresy turbulencji na większą skalę. Weismuller (2012) i Reeh (2014) badali zarówno turbulencje o małej skali, na przykład rozwój skośnych fal T–S w rozstrojony rezonans subharmoniczny (de Paula i in., 2013), jak również turbulencje o skalach dużych.

Objawiają się one fluktuacjami kąta napływu i prowadzą do niestacjonarnego rozwoju warstwy granicznej, w której ewolucja zaburzeń znacznie odbiega od ustalonej teorii liniowej stabilności (*Linear Stability Theory*, LST). Guissart i in. (2021) porównali wpływ różnych poziomów turbulencji atmosferycznej na miejsce przejścia z wpływem turbulencji siatkowej w tunelu aerodynamicznym. Deck i Würz (2023) bezpośrednio skorelowali poziom turbulencji swobodnego strumienia (*Free Stream Turbulence*, FST) ze zmianami miejsca przejścia i lokalnego oporu profilu i stwierdzili, że podwyższone poziomy turbulencji strumienia swobodnego zmniejszają objętość siodła laminarnego o niskim oporze profilu NLF do mniejszego zakresu kąta natarcia α.

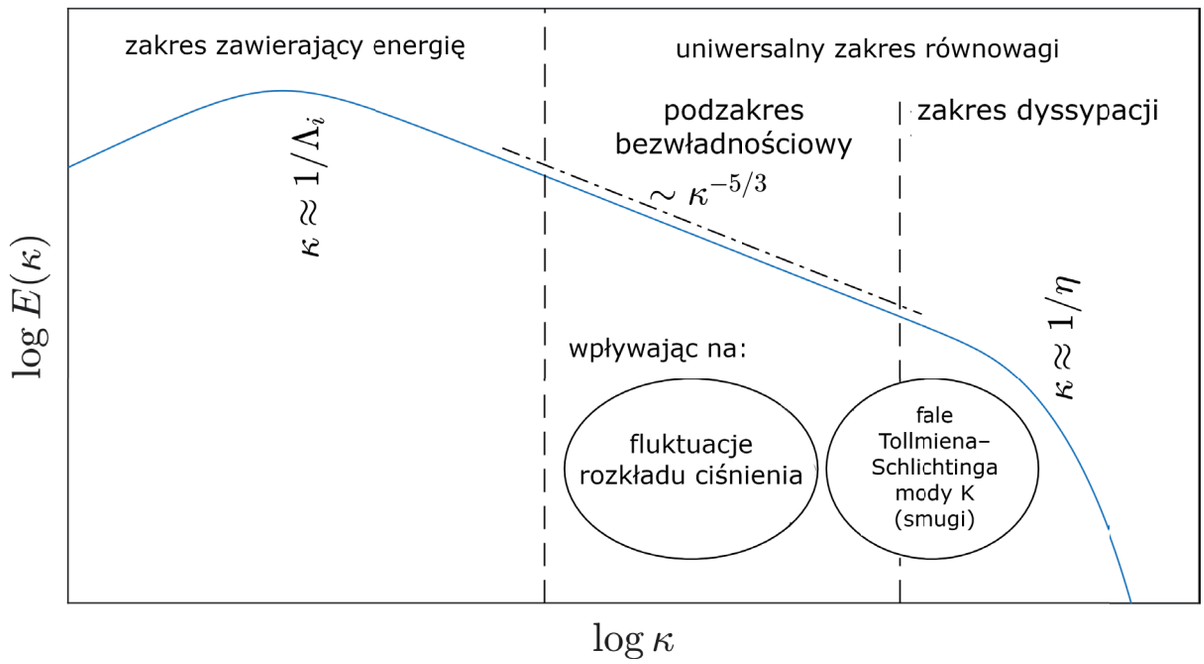
Opisane badania dotyczą przyległych warstw granicznych. Natomiast niewiele wiadomo o wpływie turbulencji atmosferycznych na pęcherzyki separacji laminarnej (*Laminar Separation Bubbles*, LSB) w zakresie liczby Reynoldsa, istotnym dla lotnictwa ogólnego i turbin wiatrowych. Jednakże pęcherzyki separacji laminarnej są ważne w projektowaniu profili, które charakteryzują się długimi przebiegami laminarnymi, po których następują niekorzystne (dodatnie) gradienty ciśnienia *dp/dx* zaprojektowane dla przepływu turbulentnego. Wymaga to takich środków jak turbulatory, aby zapewnić właściwy moment przejścia z przepływu laminarnego w turbulentny i uniknąć separacji laminarnej.

W odniesieniu do pęcherzyków separacji laminarnej i skrzydeł samolotów, strona ssąca profilu ma decydujące znaczenie, ponieważ wraz ze wzrostem α, re-numeracja maleje, a w danym położeniu w warstwie granicznej, zarówno utrata pędu, jak i niekorzystny gradient ciśnienia wzrastają. Aby uniknąć separacji laminarnej, zazwyczaj stosuje się zakres niestabilności, tj. zakres niewielkiego, niekorzystnego gradientu ciśnienia przed głównym wzrostem ciśnienia. Jest on wystarczająco silny, aby zdestabilizować warstwę graniczną i ułatwić przejście (Althaus, 1984). Do tej pory dostępne są jedynie empiryczne doświadczenia dotyczące zakresu wymaganego dla niestabilności w przypadku turbulencji atmosferycznych. Typowe rozwiązania mają negatywny wpływ na stosunek siły nośnej do oporu L/D przy wyższych prędkościach lotu.

Podsumowując dotychczasowe analizy, warto zwrócić uwagę na dwie kwestie. Po pierwsze, specyficzne warunki atmosferyczne często występują w zastosowaniach naturalnych profili laminarnych i zazwyczaj nadal wymagają odpowiedniej charakterystyki. Po drugie, wpływ turbulencji atmosferycznych na pęcherzyki separacji laminarnej można jak dotąd oszacować jedynie na podstawie doświadczenia. Dzięki lepszemu zrozumieniu tego tematu osiągi profilu mogą zwiększyć się w całym obszarze projektowym poprzez uwzględnienie specyficznych turbulencji strumienia swobodnego. Dlatego też oba problemy są poruszane w niniejszej pracy na przykładzie profilu skrzydła szybowca.

1. Wybrane aspekty skali i statystyk turbulencji

Przepływ turbulentny, trójwymiarowy łączy w sobie niestabilne, nieregularne i pozornie losowe ruchy o różnej skali (Pope, 2000, s. 3), zwykle określane jako wiry. Nie są to dosłownie wiry, lecz nieokreślone wzorce ruchu, definiowane jedynie przez swój rozmiar lub długość fali (Batchelor, 1950). Zatem turbulencję można przedstawić za pomocą widm, zwykle określonych za pomocą transformaty Fouriera lub prędkości falkowej. Richardson (1922) wprowadził ideę, że energia kinetyczna turbulentu jest wprowadzana do płynu w największych skalach, a następnie przekazywana do mniejszych skal poprzez rozbicie wirów,



Ryc. 1. Zakresy widma turbulentnego, przedstawione na widmie modelowym (niebieski) z równania (2), według Pope'a (2000), Kaimala i Finnigana (1994). κ, na osi pionowej log E(κ). Krzywa drugiego stopnia, rosnąco-malejąca, linie przerywane pionowe, elipsy

aż do najmniejszych skal, gdzie energia ta zostanie rozproszona w ciepło przez lepkość (Pope, 2000, rozdz. 6). Przy odpowiednio wysokiej liczbie Reynoldsa Re_t skale oparte na charakterystycznych prędkościach i wymiarach wirów zawierających energię, skale wirów zawierających energię i skale dyssypacji nie nakładają się na siebie i są rozdzielone pod zakresem inercyjnym (ryc. 1). W tym przypadku, w warunkach równowagi, szybkość dyssypacji ϵ, z jaką energia turbulentna jest rozpraszana w najmniejszych skalach, jest równa szybkości, z jaką energia turbulentna jest wytwarzana w zakresie zawierającym energię. To sprawia, że ϵ jest parametrem opisującym poziom energii turbulentnej w układzie. Na rycinie 1 zobrazowano za pomocą elips wpływ skal turbulentnych na warstwę graniczną profilu lotniczego (według Reeha, 2014). Położenia elips względem przerywanych linii demarkacyjnych nie są stałe i zależą co najmniej od cięciwy skrzydła c, U_∞, ν, ϵ oraz całki skali długości Λ_i.

Kołmogorow (1941) uzupełnił ten model trzema hipotezami. Po pierwsze – w małych skalach tracona jest cała informacja kierunkowa, a turbulencja jest statystycznie izotropowa. Po drugie – w tym izotropowym, uniwersalnym zakresie równowagi, statystyka ruchu turbulentnego podlega uniwersalnemu prawu, które zależy wyłącznie od ϵ i ν. Po trzecie – w podzakresie inercjalnym zanika nawet zależność od ν (Pope, 2000). Z rozważań wymiarowych wynika, że ostatnie założenie prowadzi do wzoru widma Kołmogorowa w podzakresie inercjalnym, gdzie energię turbulentną E można wyrazić jako funkcję liczby falowej κ:

$$E(\kappa) = C\epsilon^{\frac{2}{3}}\kappa^{-\frac{5}{3}} \tag{1}$$

gdzie: C – stała Kołmogorowa.

Jednowymiarowe widmo podłużne E_{11} = 18/55 $E(\kappa)$ i widmo poprzeczne E_{22} = 24/55 $E(\kappa)$ w zakresie inercjalnym można bezpośrednio wyprowadzić z równania (1) (Pope, 2000). Aby wyprowadzić widmo modelu, które pasuje do danych eksperymentalnych, Pope (2020) rozszerzył równanie (1) o dwie bezwymiarowe funkcje skalowania f_L, f_η, które kształtują odpowiednio zakres zawierający energię i zakres dyssypacji:

$$E(\kappa) = C\epsilon^{\frac{2}{3}}\kappa^{-\frac{5}{3}} f_L(\kappa L) f_\eta(\kappa\eta) \tag{2}$$

gdzie: L kontroluje zakres zawierający energię, a η jest skalą długości Kołmogorowa, która charakteryzuje rozmiar wirów rozpraszających:

$$\eta = \left(\frac{\nu^3}{\varepsilon}\right)^{\frac{1}{4}} \tag{3}$$

Przy założeniu dostatecznie wysokiego Re_t w warunkach równowagi oraz przy danych właściwościach płynu i środowiska (definiujących ν) zakres równowagowy widma pozostaje jedynie funkcją ϵ. Natomiast zakres widma zawierający energię zależy od skali, w której działają mechanizmy wytwarzające energię turbulentną. Miarą dla skal zakresu zawierającego energię jest całkowa skala długości Λ_i (Romano i in., 2007). Ponieważ zakres ten jest na ogół anizotropowy, indeks i reprezentuje współrzędną kartezjańską. Miarą dla skal pośrednich podzakresu inercyjnego jest mikroskala Taylora λ_i (Romano i in., 2007). Ponieważ zasięg

podzakresu inercyjnego zależy od sąsiednich zakresów, λ_i nie jest niezależne od Λ_i ani η.

Skale stają się również istotne w odniesieniu do wpływu turbulencji strumienia swobodnego na warstwy graniczne skrzydła. Skale, które pojawiają się przed przelatującym skrzydłem z częstotliwościami rzędu fal T–S, stają się istotne pod względem bezpośredniego wpływu na proces przejścia. W niniejszej pracy określa się je jako małe. Skale o wielkości zbliżonej do wielkości cięciwy skrzydła *c* zmieniają kąt napływu na tyle wolno, że wpływają na rozkład ciśnienia, a tym samym na charakterystykę niestabilności warstwy granicznej (Reeh, 2014). Określa się je tu jako duże skale lub, bardziej potocznie, podmuchy, chociaż z meteorologicznego punktu widzenia zdecydowanie nie są to największe skale.

Cechą turbulencji, która nie jest widoczna w widmach, są funkcje gęstości prawdopodobieństwa (*Probability Density Function*, PDF) pochodnych prędkości $\partial u'/\partial x$ i $\partial v'/\partial x$:

$$\frac{\partial u'}{\partial x} \approx (u'(x+\Delta x,t) - u'(x,t))/\Delta x \tag{4}$$

$$\frac{\partial v'}{\partial x} \approx (v'(x+\Delta x,t) - v'(x,t))/\Delta x \tag{5}$$

Wraz ze wzrostem Re_t funkcje gęstości prawdopodobieństwa odbiegają od rozkładu normalnego Gaussa z ujemną skośnością i rosnącą kurtozą, co wskazuje na leżącą u ich podstaw strukturę w zakresie inercji i dyssypacji. Zwiększona kurtoza ogonów wykładniczych funkcji gęstości prawdopodobieństwa jest przypisywana zależnej od skali intermitencji (Kraichnan, 1974) i jest traktowana jako dowód, że wiry dyssypatywne nie są równomiernie rozłożone w przestrzeni (Tennekes, 1968). Skośność tych samych funkcji gęstości prawdopodobieństwa jest związana z szybkością, z jaką wirowość jest generowana przez rozciągające linie wirowe (Taylor, 1938; Batchelor i in., 1947).

Prowadzi to do udoskonalonych hipotez podobieństwa (Kolmogorov, 1962), w których średnia zespołowa ϵ jest zastępowana lokalną szybkością rozpraszania ϵ_r, uśrednioną w obrębie sfery o promieniu *r*. Oboukhov (1962) stwierdził, że prędkości związane z wirami o zasięgu przestrzennym *r* są równe $(\epsilon_r r)^{1/3}$ (Wyngaard, 2010).

2. Program i zakres badań w locie

Pomiary w trakcie lotu wymagały opracowania systemu pomiarowego, który umożliwił autonomiczną rejestrację wahania prędkości wzdłużnej i poprzecznej przez kilka godzin, łącznie z danymi uzupełniającymi, niezbędnymi do postprocessingu i analizy. Zaprojektowano i skompletowano odpowiedni system, a następnie zainstalowano go w szybowcu badawczym. Głównym sensorem systemu był anemometr o stałej temperaturze (*Constant Temperature Anemometer*, CTA). Urządzenie mierzy prędkość ruchu płynu, utrzymując stałą temperaturę czujnika, którym jest najczęściej gorący drut lub film. Zmiany prędkości przepływu wpływają na współczynnik konwekcyjnego przenoszenia ciepła, co z kolei wpływa na ilość ciepła traconego przez czujnik. Aby utrzymać stałą temperaturę, stosuje się przepływ prądu elektrycznego przez drut, przy czym dynamika natężenia prądu skorelowana jest z prędkością przepływu. Metoda ta pozwala na precyzyjny pomiar turbulencji, zarówno w kierunku pionowym, jak i poziomym.

Celem pracy było również opracowanie procedury uzyskiwania skalibrowanych wartości z sygnałów z sensora bez częstej rekalibracji oraz analiza różnych czynników wpływających na jakość pomiarów w locie. Opracowano szczegółowy program badań w locie, uwzględniający różne fazy: krążenie w termice, lot po prostej.

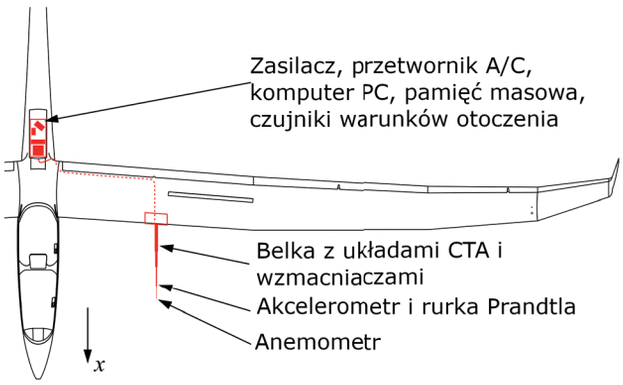
Następnie scharakteryzowano turbulencje atmosferyczne ze szczególnym uwzględnieniem faz lotu w termice. Uzyskane wyniki eksperymentów z założenia miały wspierać symulację turbulencji atmosferycznej w tunelu aerodynamicznym, w obliczeniowej mechanice płynów (*Computational Fluid Dynamics*, CFD) lub w innych modelach do projektowania profili lotniczych. Szczegółowe rozważania dotyczące przeniesienia wyników prób w locie do eksperymentu w tunelu aerodynamicznym stanowią przedmiot osobnej analizy, szczegółowo przedstawionej w mojej dysertacji (Greiner, 2024).

2.1. Aparatura badawczo-pomiarowa

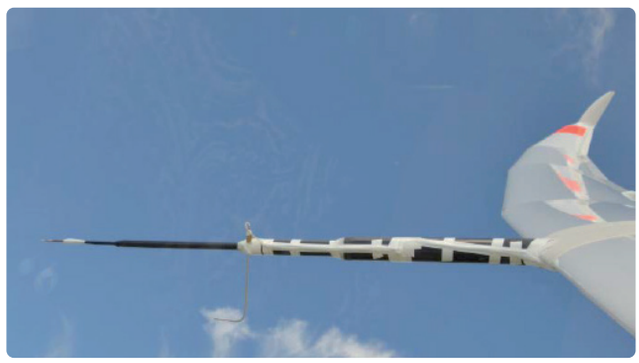
Szybowce idealnie nadają się do badania turbulencji atmosferycznych. Emisja akustyczna i drgania strukturalne są minimalne. Niska prędkość lotu przekłada dane widmo długości fali na niskie częstotliwości, zapewniając użyteczną rozdzielczość w zakresie rozpraszania dzięki zastosowaniu techniki pomiarowej CTA. Wreszcie, koszty operacyjne i nakład pracy są niewielkie w porównaniu do samolotów czy balonów załogowych.

W badaniach użyto szybowca Schempp–Hirth Arcus. Jest to dwumiejscowy szybowiec o rozpiętości skrzydeł 20 m, którego kabina zapewnia odpowiednią przestrzeń montażową dla aparatury badawczo-pomiarowej, zaś osiągi są wystarczająco dobre do wykonywania zaplanowanych lotów badawczych, pomimo zewnętrznie zamontowanego oprzyrządowania. Na krawędzi natarcia lewego skrzydła, w odległości wzdłuż rozpiętości skrzydła y = 2 m względem płaszczyzny symetrii, zamontowany został wysięgnik o długości 1,3 m jako wspornik sondy Dantec 55P61 x-wire. Anemometr posiada element pomiarowy o długości 1,25 mm, wykonany z drutu wolframowego o średnicy 2,5 µm. Ponadto, na wysięgniku umieszczono obwody elektroniki i wzmacniaczy anemometru (ryc. 2). Miejsce montażu wysięgnika, pokazanego na rycinie 3, zostało starannie dobrane w oparciu o analizę drgań własnych szybowca tak, by amplitudy tych drgań były niewielkie lub by wysięgnik był umieszczony w pobliżu węzła drgań (Lutz, 2010).

Systemy pomiarowe CTA są realizowane na specjalne zamówienie zgodnie ze szczegółową specyfikacją. W prezentowanym rozwiązaniu istotnymi kryteriami były przede wszystkim niski poziom szumów i niewielkie rozmiary (Baumann, 2013). W oparciu o standardowy test fali prostokątnej, górna granica częstotliwości układu CTA wyniosła około 10 kHz. Sygnały pomiarowe zapisywano w stanie



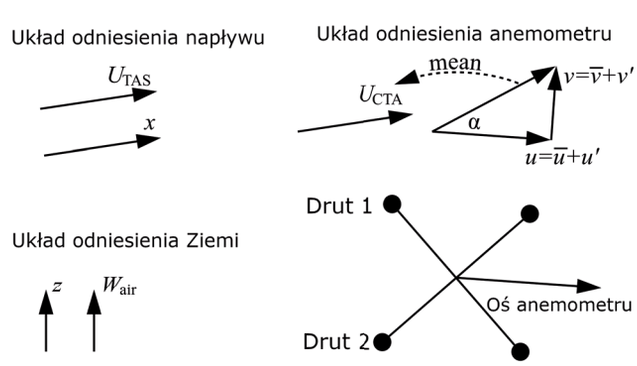
Ryc. 2. Widok z góry szybowca badawczego z zainstalowanym oprzyrządowaniem. Rysunek szybowca Arcus wykorzystany za zgodą Schempp–Hirth Flugzeugbau, Kirchheim/Teck



Ryc. 3. Wysięgnik z aparaturą badawczo-pomiarową na skrzydle szybowca Arcus

sprzężenia bezpośredniego (DC) oraz przemiennego z częstotliwością odcięcia f_c = 0,5 Hz i poddawano wzmocnieniu 49,5 dB (wzmacniacze AMI 351A-3-50-NI). Ze względu na wewnętrzny szum elektroniczny układów CTA przy wysokich częstotliwościach zastosowano 24-bitowe przetworniki analogowo-cyfrowe typu delta-sigma DT9837B i wysoką częstotliwość próbkowania f_{sr} = 105 kHz (Freymuth i Fingerson, 1997). Aliasing był tłumiony przez filtr ΔΣ o częstotliwości $f_c = 0{,}49 f_{sr}$ oraz dodatkowy, wewnętrzny analogowy filtr dolnoprzepustowy o f_c = 0,4 MHz. Spadek sygnału filtra był o kilka rzędów większy niż wzrost szumu elektronicznego w przetwornikach anemometru. Stosunek sygnału do szumu przetwornika i wykorzystanie zakresu pomiarowego opartego na sygnałach rzeczywistych pozwoliły uzyskać efektywną liczbę bitów równą 14.

W celu korekcji odczytów anemometru oraz obliczenia ciśnienia, wysokości i gęstości powietrza dane środowiskowe zbierano przy użyciu przetwornika analogowo-cyfrowego NI-USB 6211 z częstotliwością próbkowania 189 Hz. Czujniki ciśnienia dynamicznego (HCLA0025EU) i statycznego ciśnienia atmosferycznego (HDI0611AR) podłączono do sondy Prandtla nad stożkiem ogonowym kadłuba. Począwszy od trzeciego lotu badawczego, dodatkowa sonda Prandtla została przymocowana do wysięgnika, aby zapewnić pomiar ciśnienia dynamicznego i uzyskać korektę wpływu kadłuba na odczyty. Temperaturę mierzono za pomocą miniaturowego rezystora NTC (czujniki B + B



Ryc. 4. Układy odniesienia

TS-NTC-833), a wilgotność względną za pomocą czujnika pojemnościowego (Honeywell HIH-4000–004).

Trójosiowy akcelerometr (NXP FXLN8372Q) został zamontowany w odległości 9 cm od sensora (gorącego drutu), aby wykrywać drgania końcówki wysięgnika. Procedury pomiarowe były przeprowadzane na komputerze klasy Pico-ITX. Pojemności baterii i dysku SSD pozwoliły na rejestrację do dziewięciu godzin. Tor lotu był monitorowany za pomocą niezależnego rejestratora GPS z częstotliwością próbkowania 1 Hz. Prędkości podłużne i poprzeczne *u* i *v* oraz ich fluktuacje (oznaczone liczbami pierwszymi) były przetwarzane względem osi sondy (ryc. 4). Odniesieniem dla kierunku podłużnego (X) był kierunek napływu. Ze względu na zmiany kąta natarcia szybowca, sonda obracała się wokół filtrowanego kierunku napływu o kąty rzędu $\Delta\alpha = \pm 4°$. Ten stopień odchylenia między rzeczywistym kierunkiem podłużnym ruchu statku powietrznego a założonym kierunkiem podłużnym, zdefiniowanym przez oś sondy, jest tolerowany ze względu na izotropię w małych skalach turbulencji atmosferycznych (Reeh, 2014).

Niestacjonarna średnia prędkość napływu jest wyrażona za pomocą U_{TAS}, rzeczywistej prędkości lotu względem otaczającego powietrza, obliczonej na podstawie ciśnienia dynamicznego oraz prędkości U_{CTA}, liczonej na podstawie sygnałów z sensora anemometru. Układ osi Ziemi jest używany do określania wysokości w warstwie granicznej atmosfery, a także do określania prędkości pionowej powietrza W_{air} i szybkości opadania szybowca.

2.2. Kalibracja systemu pomiarowego

Aby uniknąć konieczności kalibracji anemometru bezpośrednio przed lotem i umożliwić nieprzerwaną pracę systemu pomiarowego przez kilka godzin w zmiennych warunkach otoczenia, stosowano specjalną procedurę. Pozwoliła ona na ocenę sygnałów CTA na podstawie jednorazowej kalibracji wstępnej systemu w laminarnym tunelu aerodynamicznym oraz poprzez porównanie z rzeczywistymi danymi pomiarowymi z lotu. Czujniki ciśnienia statycznego i dynamicznego kalibrowano względem przetworników referencyjnych MKS 120AD Baratron. Czujnik temperatury NTC i czujnik wilgotności nie zostały ponownie skalibrowane, zweryfikowano

ich parametry podane w kartach katalogowych poprzez porównanie wskazań dla znanych temperatur i wilgotności.

2.3. Program i warunki prób w locie

Loty prowadzono w południowych Niemczech wzdłuż Jury Szwabskiej od maja do września 2018 r. Dane z pięciu lotów uznano za nadające się do analizy, obejmują łącznie 22 godziny zarejestrowanych sygnałów pomiarowych. Dane meteorologiczne oparto na kompilacji Waltera Martina (2021, informacja prywatna). Wysokość nad poziomem gruntu określono na podstawie danych terenowych DGM200 (BKG, 2021).

Niektóre zapisy z lotów badawczych stanowią połączenie wyników pomiarów z więcej niż jednego lotu w danym dniu (patrz ryc. 6), niemniej jednak zostały określone jako lot. Ogólne warunki meteorologiczne odnosiły się do warunków od niżu do wysokiego ciśnienia. Uwzględniono dni z normalnymi łagodnymi kominami termicznymi, a także dzień, w którym zostały one odebrane i określone przez pilota jako wyjątkowo burzliwe. Loty odbywały się na wysokościach ciśnieniowych od 1000 do 2500 m. Dane atmosferyczne oparto na naziemnych i wysokościowych mapach meteorologicznych oraz sondowaniach radiowych (Oolman, 2021) ze Stuttgart Schnarrenberg, stacja WMO 10 739, która znajduje się około 60 km na zachód i około 330 m niżej od lotniska. Klasyfikację chmur oparto na notatkach, danych meteorologicznych i fotografiach.

3. Postprocessing

3.1. Kalibracja w trakcie lotu

Mostki i przewody systemu pomiarowego CTA zostały wstępnie skalibrowane w tunelu aerodynamicznym. Podczas znacznej części zarejestrowanych lotów badawczych temperatura otoczenia wahała się między 5 a 20°C, a gęstość powietrza ρ między 0,9 a 1,1 kg/m^3. Wstępna kalibracja nie pozwoliła na zmianę temperatury i gęstości w tym zakresie. Ze względu na wpływ dużych zmian temperatury na wyniki pomiarów anemometrycznych zastosowano metodę Miley i Horstmanna (1991), która uwzględnia wpływ temperatury i gęstości:

$$A + \frac{BE^2}{K_f(T_w - T)} = \left(\frac{V_e d_w}{\nu_f}\right)^{n_1} \left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)^{n_2} \quad (1)$$

Indeks *f* oznacza warunki panujące w warstwie powierzchniowej, zdefiniowane przez średnią temperaturę drutu anemometru T_w i T. Parametry A, B, n_1, n_2 są stałymi kalibracji. Przewodność cieplną K powietrza można obliczyć zgodnie z Kannuluikiem i Carmanem (1951), zaś ν ze wzoru Sutherlanda, uwzględniając ρ, Hultmark i Smits (2010), wykazali, że wyrażenia fizyczne w równaniu (1) są odpowiednie do odzwierciedlenia wpływu nawet dużych zmian temperatury. Obliczanie u i v odbywa się zgodnie z metodą kąta efektywnego, (Bruun, 1995), z zastosowaniem funkcji odchylenia kosinusowego. Po kilku godzinach pomiarów wstępnej kalibracji zaobserwowano konieczność dalszej korekty na dryfcie zmierzonego kąta napływu α = arctan (v/u) oraz na dryfcie stosunku zmierzonych, jednowymiarowych widm energii kinetycznej $E_{1\,1}/E_{2\,2}$, gdzie indeks 1 odnosi się do kierunku podłużnego, a indeks 2 do kierunku poprzecznego.

Proste podejście do kalibracji A, B, n_1, n_2, T_w dla każdego drutu z U_{TAS} wymaga niezależnego pomiaru α w celu uzyskania prędkości normalnej każdego drutu. Jednak niezależny pomiar α nie został wdrożony. Zakładając, że równanie (1) jest w stanie poprawnie przewidzieć wpływ temperatury i gęstości powietrza, pozostały stopień swobody to efektywny T_w, który może dryfować z powodu starzenia się drutów lub innych wpływów na zamkniętą pętlę sterowania układu pomiarowego anemometru. Ponieważ do równania wchodzi tylko różnica temperatur $\Delta T = (T_w - T)$, a nie bezwzględna temperatura drutu, parametry A, B, n_1, n_2 dla danego ΔT nie powinny być zmieniane przez zmieniające się T_w, o ile właściwości fizyczne K_f i ν_f są poprawnie określone dla $T_f = T_w - 0{,}5\Delta T$. Dlatego A, B, n_1 dla każdego przewodu są utrzymywane na stałym poziomie wartości wstępnej kalibracji.

Niezależne określenie wykładnika gęstości n_2 w trakcie lotu nie jest możliwe ze względu na silne sprzężenie ρ i T w atmosferze, co prowadzi do nieprawidłowej transformacji równania (1). Dlatego zastosowano wartość n_2 = 0,25, jak opisano w pracy Miley i Horstmann (1991). Początkowe temperatury przewodów podczas wstępnej kalibracji oszacowano na $T_{w,1}$ = 181°C i $T_{w,2}$ = 151°C, w oparciu o trwale skorygowaną w obwodach anemometru rezystancję przewodów w stanie zimnym i rezystancję w stanie gorącym 20 Ω dla przewodów i połączeń lutowanych. Aby określić najlepszą do przyjęcia wartość T_w dla części lotu i dla każdego przewodu, dane lotu przetwarzano z różnymi odchyleniami od początkowej wartości T_w. Wartości dobierano według następujących kryteriów:

- prędkość napływu:

$$U_{CTA} = \sqrt{u^2 + V^2} \quad (2)$$

powinna wynosić U_{TAS};

- izotropia: ze względu na założenie izotropii w małych skalach, $\partial u'/\partial x$ i $\partial v'/\partial x$ nie powinny korelować.

Pochodne przestrzenne $\partial/\partial x$ oblicza się, stosując hipotezę Taylora: $\partial/\partial x = -\partial/\partial t/U_{TAS}$. Kryterium prędkości napływu: minimum średniej kwadratowej (RMS) z wyrażenia $(U_{CTA} - U_{TAS})/U_{TAS}$, oraz kryterium izotropii: $(\partial u/\partial x)(\partial v/\partial x) = 0$, dają dwie krzywe, które w płaszczyźnie $T_{w,1}/T_{w,2}$ przecinają się niemal prostopadle. Pozwala to na jednoznaczny wybór wartości $T_{w,1}$ i $T_{w,2}$.

Proces kalibracji powtarzany był dla każdej tercji każdego lotu. Zakładając, że temperatury przewodów są funkcją czasu, dopasowywano je za pomocą wielomianu 2. stopnia. Trend w obrębie poszczególnych lotów dobrze pasował do trendu odpowiedniego dla wszystkich lotów (ryc. 5). Jeśli efekt wynikał ze zmniejszenia efektywnego pola przekroju przewodów, wymaganą zmianę rezystancji zimnego przewodu R_c obliczano ze wzoru (Bruun, 1995, równanie (2.27)):

$$R_w = R_c(1 + \alpha_c(T_w - T_c)) \quad (3),$$

gdzie indeksy *c* i *w* odnoszą się, odpowiednio, do stanu zimnego i gorącego, a α_c to temperaturowy współczynnik rezystywności (dla wolframu: 0,0036°C^{-1}). Zmiana R_c, wymagana do wyjaśnienia wzrostu T_w, jak pokazano na ryc. 5, wyniosłaby zatem tylko −3% i −5%, odpowiednio dla przewodu 1 i 2. Ponieważ niektóre loty nie zostały uwzględnione w tym badaniu, całkowity czas pracy jest dłuższy niż 22 godziny. Różnice w starzeniu mogą wynikać z różnego wieku przewodów, które wymagają okresowej wymiany. Wynikający z tego błąd względny prędkości napływu anemometru:

$$\delta U = (U_{CTA} - U_{TAS})/U_{TAS} \tag{4}$$

dla pięciu lotów przedstawiono na ryc. 6 wraz z liniami przerywanymi dla ±8%. Wartość RMS (δU) utrzymuje się między 2,0% a 3,9% dla różnych lotów. Z równania widma Kołmogorowa w podzakresie inercyjnym wynika, że względny błąd $\delta\epsilon$ szybkości rozpraszania ϵ ma postać $(1 + \delta\epsilon) = (1 + \delta U)^3$, a zatem osiąga wartości szczytowe nawet 33%, ale w oparciu o RMS(δU) = 3,9%, wartość błędu ϵ = 12%.

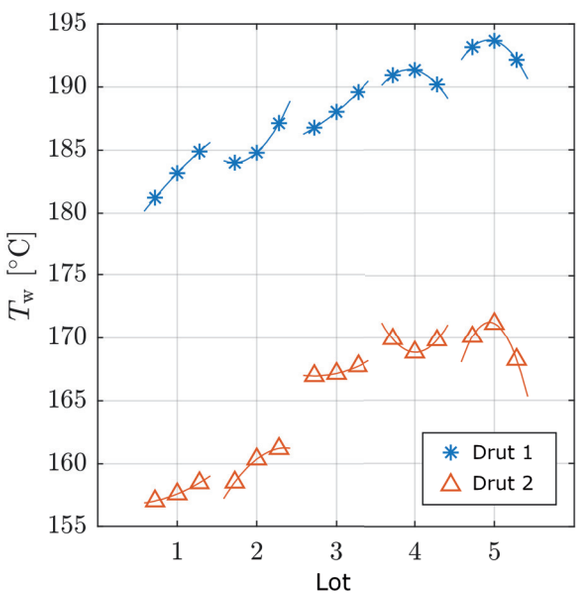
Oczywiście, przetworzonych danych nie można już wykorzystać do oceny korelacji $\partial u'/\partial x$ i $\partial v'/\partial x$, ponieważ brak korelacji został użyty jako warunek wstępny. Ta metoda kalibracji została zweryfikowana poprzez wykazanie zgodności z niektórymi przewidywaniami teorii zakresu inercjalnego Kołmogorowa (Greiner i Würz, 2022).

3.2. Redukcja danych

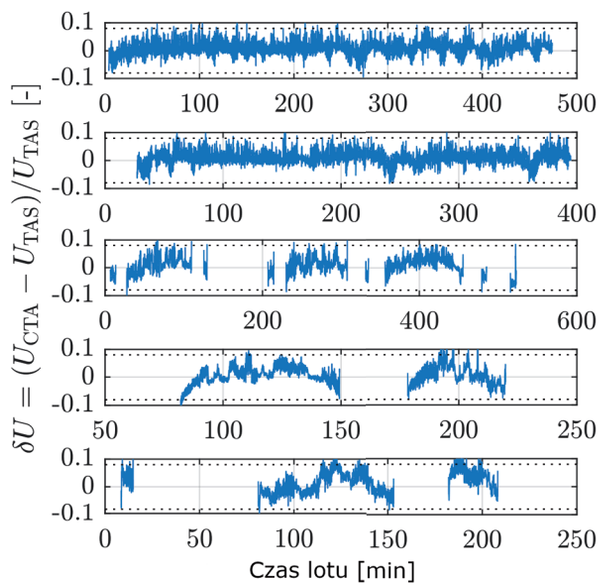
Podczas lotów badawczych nie utrzymywano ustalonych warunków, w przeciwieństwie do wcześniejszych badań, w których loty wykonywano wyłącznie w celu pomiaru (Weismüller, 2012; Reeh, 2014; Guissart i in., 2021). Aby osiągnąć niezbędny stopień stacjonarności, loty podzielono na podsegmenty trwające 4 s. Ten krok czasowy był wystarczająco długi do oceny widm i wystarczająco krótki, aby zmiany w warunkach lotu i środowiskowych były pomijalnie małe. Obliczenia prędkości *u* i *v* opierały się na równaniu (1), gdzie sygnał elektryczny anemometru składał się z sygnału sprzężonego prądem przemiennym i liniowego dopasowania sygnału sprzężonego bezpośrednio.

W celu wzmocnienia i przesunięcia fazowego wzmacniaczy sygnał sprzężony prądem przemiennym był korygowany do częstotliwości 0,8 Hz dzięki zastosowaniu procedury transformaty Fouriera i odwrotnej transformaty Fouriera. Widmowe gęstości mocy obliczano dla każdego podsegmentu za pomocą algorytmu Welcha (Bendat i Piersol, 2000) na 50 blokach po 2^{14} próbek sygnału prądu przemiennego z oknem Hanna z 50% poszerzeniem. Dla częstotliwości poniżej 6 Hz sygnały prądu stałego przetwarzano podobnie, z 5 blokami po 2^{17} próbek. Rozdzielczość przestrzenna drutów pomiarowych anemometru miała wpływ na odpowiedź częstotliwościową systemu pomiarowego tego urządzenia. Zastosowano korektę zgodnie ze wskazaniem Zhu i Antonii (1996), ale największy wpływ jaki odnotowano wyniósł zaledwie 3–5% przy liczbie falowej 700 rad/m.

Stosując metodę Djenidiego i Antonii (2012), szybkość rozpraszania ϵ określano metodą najmniejszych kwadratów poprzez dopasowanie równania modelu Pope'a do zakresu inercyjnego i zakresu rozpraszania mierzonego widma. W miarę możliwości podsegmenty przypisywano do faz lotu na podstawie dziennika lotu GPS (Maughmer i in., 2017). W szczególności było to krążenie w noszeniu i odcinki przelotów po prostej. Podstawowym kryterium



Ryc. 5. Efektywne temperatury drutu anemometru $T_{w,1}$ i $T_{w,2}$ dla lotów 1–5 w kolejności chronologicznej; wartości określono dla pierwszej, środkowej i ostatniej tercji każdego lotu, dopasowując wielomian 2. stopnia; według Greinera i Würza (2022)



Ryc. 6. Błąd względny skalibrowanej prędkości U_{CTA} w porównaniu z prędkością rzeczywistą U_{TAS} z sondy Prandtla w funkcji czasu lotu; linie przerywane przy ±8% dla porównania; od góry do dołu: lot 1 do 5; według Greinera i Würza (2022)

dla faz krążenia w termice była minimalna średnia prędkość odchylania od kierunku 0,05 rad/s. Uwzględniano tylko fazy termiczne z więcej niż trzema zakrętami, a stany przejściowe podczas wejścia i wyjścia z kominów eliminowano. Odcinki przelotowe definiowano jako te, podczas których tor lotu nie odchylał się od ogólnego kierunku o więcej niż 45° i które trwały co najmniej 60 s.

Prędkość pionową powietrza W_{air} obliczano na podstawie tempa zmian całkowitej energii jednostkowej e_{total} i prędkości opadania biegunowego w_{pol} szybowca:

$$W_{air} = \frac{\frac{de_{total}}{dt}}{g} + w_{pol} \tag{5}$$

gdzie $e_{total} = H_g + ½\, U^2_{TAS}$ i uwzględnia przyrost wysokości podczas wznoszenia i odwrotnie, jej ubytek podczas opadania. W fazach termicznych, średni promień krążenia R i prędkość lotu są brane pod uwagę przy określaniu prędkości opadania biegunowego w zakrętach:

$$c_L = \frac{m}{\frac{1}{2}U^2_{TAS}\rho S}\sqrt{\left(\frac{U^2_{TAS}}{R}\right)^2 + g^2} \tag{6}$$

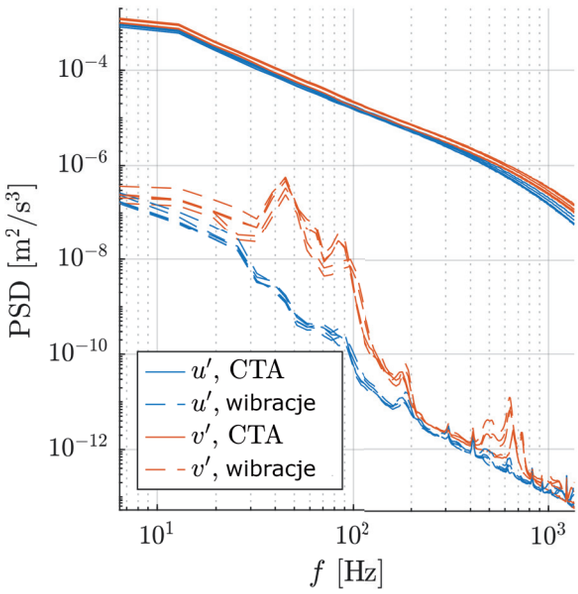
$$w_{pol} = \frac{U_{TAS}}{mg} c_D\left(c_L\right)\left(\frac{1}{2}{U_{TAS}}^2\rho S\right) \tag{7}$$

Oczywiście, określenie wartości współczynników c_D i c_L wiązało się z niepewnością. Ponieważ nie zarejestrowano ustawień klap skrzydłowych, można było użyć jedynie odczytów z krzywej biegunowej, a opór wysięgnika i instalacji pomiarowej oszacowano na podstawie wymiarów poprzecznych. Prędkość pionowa powietrza W_{air} wykazała pewien rozrzut, szczególnie w powietrzu turbulentnym. Zastosowane podejście nie gwarantowało rozwiązań dla sytuacji dynamicznych, ponieważ zakładano, że szybowiec natychmiast dostosowuje swoją prędkość wznoszenia do zmieniającej się W_{air}.

3.3. Czynniki o potencjalnym wpływie na jakość wyników pomiarów w locie

3.3.1. Drgania masztu

Drgania wysięgnika mogły potencjalnie zniekształcać pomiar fluktuacji prędkości. Widmo prędkości oscylacji wysięgnika uzyskano poprzez całkowanie po widmie amplitudy zmierzonych przyspieszeń końcówki wysięgnika. Rycina 7 przedstawia porównanie widma prędkości anemometrycznych (linie niebieskie – prędkość podłużna, linie czerwone – prędkość poprzeczna) z widmami wyprowadzonymi z przyspieszeń wysięgnika (linie przerywane). Każda linia jest średnią ze wszystkich faz krążenia w termice. Widmo drgań poprzecznych wykazuje maksima przy 45 Hz, 84 Hz, 186 Hz i 631 Hz, z których przynajmniej piki o niższej częstotliwości sugerują zginające się mody własne wysięgnika. Przy najniższych częstotliwościach widma prawdopodobnie odgrywa rolę ruch ciała sztywnego wysięgnika spowodowany ruchami statku powietrznego. W podsegmencie lotu o najgorszym stosunku amplitudy prędkości drgań są nadal o −19 dB



Ryc. 7. Widmowe gęstości mocy ruchu własnego wysięgników (linie przerywane) w porównaniu z widmami prędkości anemometrycznej (linie ciągłe); każda linia reprezentuje średnią ze wszystkich faz lotu w termice

mniejsze niż amplitudy z anemometru. Zatem zmierzone wartości u' i v' nie są zakłócane przez drgania wysięgnika.

3.3.2. Pyłki kwiatowe

W pewnych okresach sygnały z anemometru wykazywały do 20 losowych pików na metr wzdłuż toru lotu, każdy pik tylko na jednym kanale przetwornika anemometru i o szerokości jednej lub dwóch próbek. Piki te mogą wynikać z pojawienia się na drucie anemometru pojedynczych pyłków kwiatowych lub kropel. Ponieważ nie ma korelacji między tymi zdarzeniami a wysokim poziomem wilgotności, przyczyną prawdopodobnie są pyłki. Dotknięte podsegmenty były wyłączone z szacowania, ponieważ pojedynczy pik może zwiększyć kurtozę, czyli intensywność występowania wartości skrajnych o rząd wielkości. Tolerowano występowanie do trzech pików na sekundę.

3.3.3. Ograniczenia statystyczne

Statystyki uzyskane z pomiarów w trakcie lotu charakteryzowały się ograniczeniami. Pomiary nie zostały przeprowadzone w ramach zaplanowanych strategii przelotu, a aktywna reakcja pilotów na ruchy w powietrzu została wpisana w dane. Dotyczyło to tym bardziej odcinków prostych, w których, w zależności od decyzji pilotów, przecinane są zupełnie inne masy powietrza. Ponadto, należy zauważyć, że dane z tego badania odzwierciedlały środkowoeuropejską warstwę konwekcyjną z perspektywy szybowca dostosowanego do lotów termicznych. Niemniej jednak wyniki te stanowią najlepsze dostępne dane do zaprojektowania kolejnych testów w tunelu aerodynamicznym.

4. Fazy lotów badawczych

4.1. Krążenie w noszeniu termicznym

Fazy krążenia w noszeniach termicznych stanowiły 27% czasu lotu, dwie trzecie z nich rozciągają się na ponad trzy zakręty, 58% czasu lotu uznaje się za proste odcinki, a pozostałe 15% nie jest klasyfikowane lub jest liczone jako przejściowe.

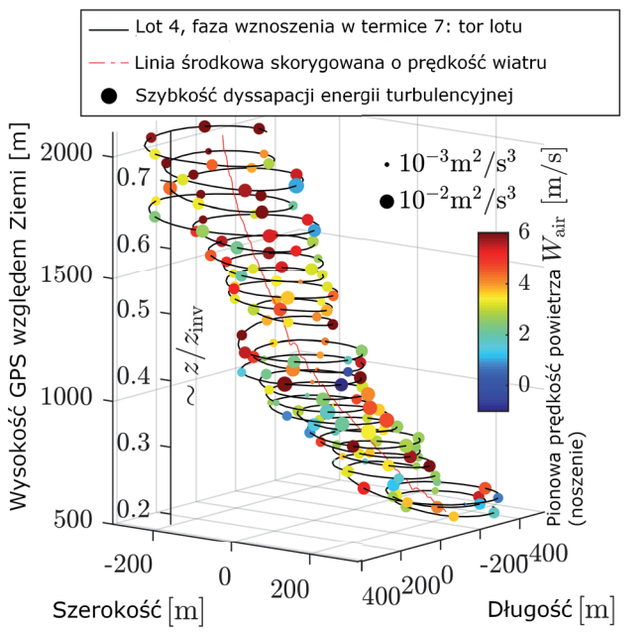
Podczas lotu w termice średnia prędkość wynosiła 31,5 m/s z odchyleniem standardowym 2 m/s. Średni promień krążenia we wszystkich fazach lotu w termice wynosił 139 m z odchyleniem standardowym 24,5 m. Faza lotu w termice z największym przewyższeniem wynoszącym 1500 m, została wykorzystana do przedstawienia niektórych charakterystyk. Rycina 8 przedstawia trasę lotu, gdzie rozmiar symboli reprezentuje wartość $\epsilon^{log} = \log10\,(\epsilon/(m^2/s^3))$ szybkości rozpraszania, a ich kolor oznacza pionową prędkość powietrza W_{air}. Najbardziej zauważalną cechą jest przesunięcie przez wiatr i nieregularności spowodowane podejmowanymi przez pilota próbami manewrowania w kierunku najsilniejszego wznoszenia. W ten sposób pilot w pewnym stopniu zaburza statystyczną niezależność kolejnych punktów danych. Jednak ze względu na wiatr wymagana jest aktywna kontrola. Chodzi o to, aby nie pozostawić komina termicznego po stronie zawietrznej, ponieważ powietrze wznosi się bardziej stromo niż szybowiec.

Szybkość rozpraszania ϵ i prędkość pionowa W_{air} nie zmieniały się znacząco wraz z wysokością, ale bardziej w trakcie pojedynczych zakrętów, gdy szybowiec krążył między obszarami o różnym natężeniu turbulencji. Rycina 4.2/9 przedstawia widma podłużne E_{11} i funkcję gęstości prawdopodobieństwa dla ϵ^{log}. Widma pochodzą z trzech podsegmentów, które reprezentują 5., 50. i 95. percentyl zakresu ϵ w tej fazie termicznej. Wszystkie widma są przycinane na początku szumu CTA f^2. Są one ściśle dopasowane do widm modelu Pope'a. Aby uzyskać więcej informacji na temat rozkładu statystycznego szybkości rozpraszania, połączono wszystkie fazy termiczne każdego lotu. Szybkości rozpraszania podsegmentów w i-tym kominie termicznym są znormalizowane, aby były porównywalne:

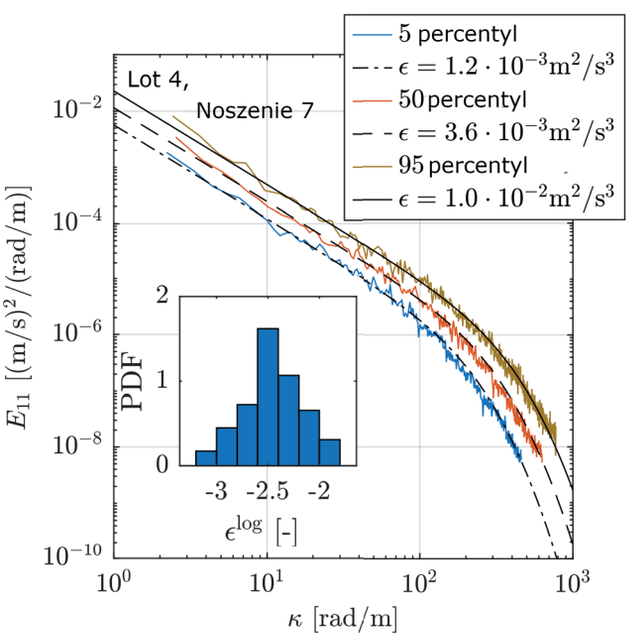
$$\epsilon^{log}_{norm} = \left(\epsilon^{log} - \mu_i\right)/\sigma_i \tag{8}$$

gdzie μ_i i σ_i to średnia i odchylenie standardowe ϵlog w i-tym kominie termicznym.

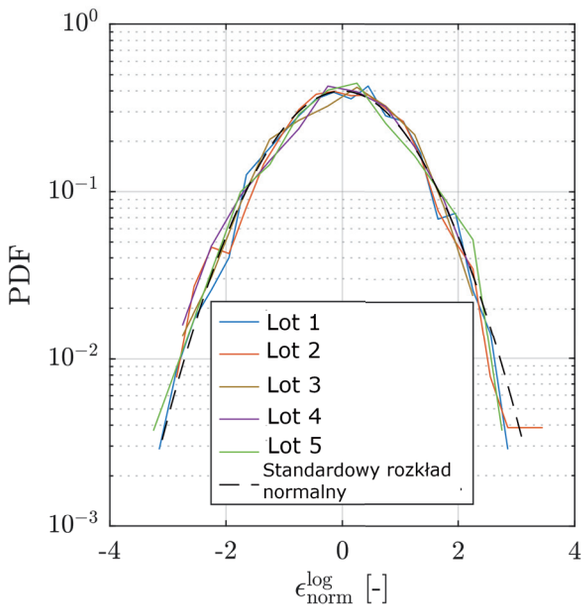
Rycina 10 przedstawia funkcje gęstości prawdopodobieństwa dla ϵlog wszystkich pięciu lotów. Są one zgodne ze standardowym rozkładem normalnym, który sugeruje logarytmiczno-normalny rozkład ϵ. Rozkład logarytmiczno-normalny ϵ jest zgodny z założeniem przyjętym przez Oboukhova (1962) i Kołmogorova (1962) w kontekście udoskonalonych hipotez podobieństwa (Pope, 2000, rozdz. 6.7). Zakładają oni, że lokalna szybkość dyssypacji ϵ_r, dla małej objętości o promieniu r, ma rozkład logarytmiczno-normalny. Oczywiście, odległość przebyta w obrębie podsegmentów (≈ 120 m) jest wystarczająco mała. Chociaż fluktuacje ϵ częściowo korelują z położeniem kątowym w okręgach, turbulencja jest wystarczająco jednorodna wzdłuż helisy trasy lotu wokół jądra termicznego.



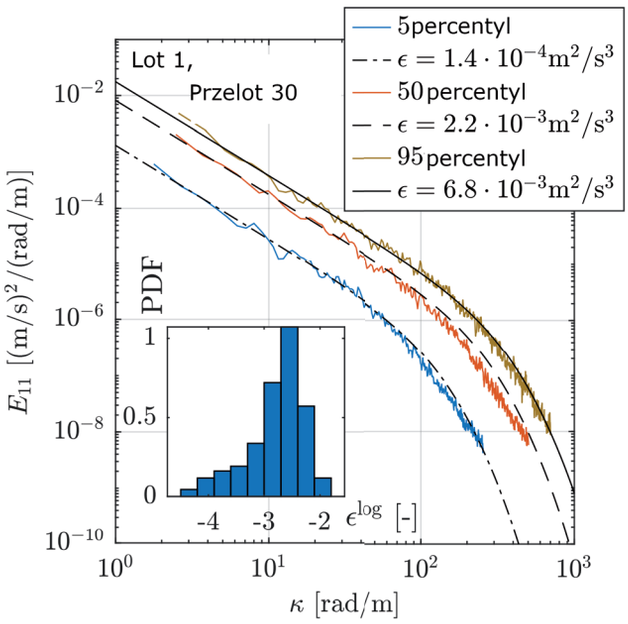
Ryc. 8. Noszenie termiczne z największym zyskiem wysokości. Trasa lotu z ϵ reprezentowanym rozmiarem symbolu i W_{air} kolorem linii (według Greinera i Würza (2022))



Ryc. 9. Noszenie termiczne z ryciny 8. Widma podłużne dla 4 podsegmentów, których szybkości dyssypacji reprezentują 5., 50. i 95. percentyl w tym noszeniu; porównanie z widmami modelu Pope'a (kolor czarny); wstawka: funkcja gęstości prawdopodobieństwa ϵ^{log} zarejestrowanego w tym noszeniu; według Greinera i Würza (2022)



Ryc. 10. Funkcje gęstości prawdopodobieństwa dla ϵ^{log}_{norm}, które jest ϵ^{log} znormalizowanym średnią i odchyleniem standardowym ϵ^{log} w obszarze termicznym, w którym został zarejestrowany; według Greinera i Würza (2022)



Ryc. 11. Przelot po prostej o najdłuższym czasie trwania. Widma podłużne 4 podsegmentów, których szybkości rozpraszania reprezentują 5., 50. i 95. percentyl w tym przelocie; porównanie z widmami modelu Pope'a (linia koloru czarnego). Wstawka: funkcja gęstości prawdopodobieństwa dla ϵ^{log} zarejestrowanego w tym przelocie; Według Greinera i Würza (2022)

4.2. Lot po prostej

W ramach lotów zidentyfikowano 217 odcinków przelotowych. Prędkość lotu wynosiła średnio 38 m/s z odchyleniem standardowym 5,8 m/s. Chociaż wznoszenie szybowca było efektem wyłącznie prądów wstępujących, trudniej było powiązać pewne warunki atmosferyczne z lotem prostym między prądami termicznymi. Chociaż pilot szybowca starał się pozostawać w powietrzu unoszącym się, szybowiec mógł również przecinać obszary nieruchomego powietrza lub prądy zstępujące. Rycina 11 przedstawia przykład fazy lotu na prostych odcinkach, pokazując widma 5., 50. i 95. percentyla, które dobrze zgadzają się z widmem modelu Pope'a. Jednakże rozkład ϵ^{log} wyraźnie odbiega tu od rozkładu normalnego, ponieważ jest on złożeniem co najmniej dwóch rozkładów normalnych dla różnych wartości średnich. Bardziej szczegółowe omówienie tej przykładowej fazy lotu na prostych odcinkach znajduje się w pracy Greinera i Würza (2022).

Fazy lotu między prądami termicznymi nie odzwierciedlają jednolitych warunków atmosferycznych i nie można oczekiwać, że szybkość rozpraszania ϵ będzie podlegać określonemu rozkładowi prawdopodobieństwa.

5. Wyniki badań

Charakterystyczne skale długości Λ_i, λ_i i η zostały omówione we wprowadzeniu. Spośród nich jedynie skala Kołmogorowa η może zostać określona na podstawie danych pomiarowych. Pozostałe dwie wymagają uwzględnienia w sygnale największych struktur. Szybowiec dostosowuje swoją prędkość poziomą i pionową do otaczającego powietrza, ale zainstalowane urządzenia nie są zaprojektowane do określania i separowania ruchu własnego szybowca. W związku z tym duże struktury są tłumione, porównywalnie do filtra górnoprzepustowego z częstotliwością odcięcia rzędu częstotliwości fugoidowej szybowca. Ponadto sonda nie jest przenoszona po linii prostej przez atmosferę, co obala hipotezę Taylora o zamrożonej turbulencji w dużej skali.

Można dokonać oszacowania, z uwagi na fakt, że w konwekcyjnej warstwie mieszanej rozmiar wirów o największej energii jest rzędu z_{inv} (Kaimal i Finnigan, 1994, s. 44–47). Ponieważ przeloty szybowcowe odbywają się przy z_{inv} wynoszącym kilkaset metrów, można oczekiwać, że podłużna całkowa skala długości Λ_1 będzie miała wielkość kilkuset metrów. Uzasadnia to również założenie lokalnej izotropii w skalach istotnych dla przejścia w warstwie granicznej profilu – w przypadku szybowca odpowiada to $\kappa \geq 50$ rad/m lub długościom fal ≤ 0,1 m. Dla porównania, Pope (2000, s. 184) przyjmuje około 1/6 Λ_1 jako granicę między anizotropowymi dużymi wirami a izotropowymi małymi wirami.

Rycina 12 przedstawia rozkłady funkcji gęstości prawdopodobieństwa η dla faz termicznych i prostych odcinków dla każdego lotu. Rozkłady dla faz termicznych są zbliżone do logarytmiczno-normalnego, podczas gdy rozkłady dla prostych odcinków wykazują znaczny rozrzut, odbiegając zarówno od rozkładu logarytmiczno-normalnego, jak i od każdego innego lotu. Lepkość kinematyczna ν ma większy wykładnik w równaniu (1.3), ale ν zmienia się tylko o czynnik 1,2 w czasie lotów, podczas gdy ϵ zmienia się o czynnik 2×10^6. Przy uzasadnionym

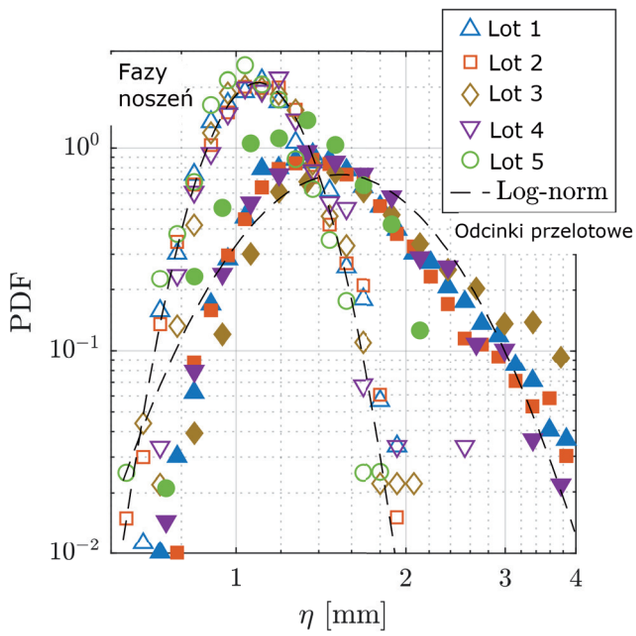
założeniu, że v i ϵ są niezależne, zmienność v nie odgrywa znaczącej roli, a zatem rozkład η odzwierciedla rozkład ϵ w omawianych danych.

Rycina 13 przedstawia uśrednione E_{11} i E_{22} dla wszystkich faz termicznych każdego lotu. Widma lotu dla $\kappa > 0{,}44$ rad/m są uśredniane z widm podsegmentów, natomiast widma dla $\kappa < 0{,}44$ rad/m są obliczane z danych o zmniejszonej częstotliwości próbkowania 94,5 Hz, z długością bloku DFT równą 2^{14} tylko dla faz termicznych trwających co najmniej 174 s. Dlatego też widma o niskiej liczbie falowej wykorzystują jako bazę danych tylko ułamek lotów. Dla $\kappa < 0{,}1$ rad/m widma lotu silnie odbiegają od nachylenia −5/3. Przy tych liczbach falowych widma E_{11} rosną ze względu na zmiany prędkości lotu, podczas gdy widma E_{22} są tłumione, ponieważ szybowiec dostosowuje się do prędkości wznoszenia lub opadania długich pionowych podmuchów.

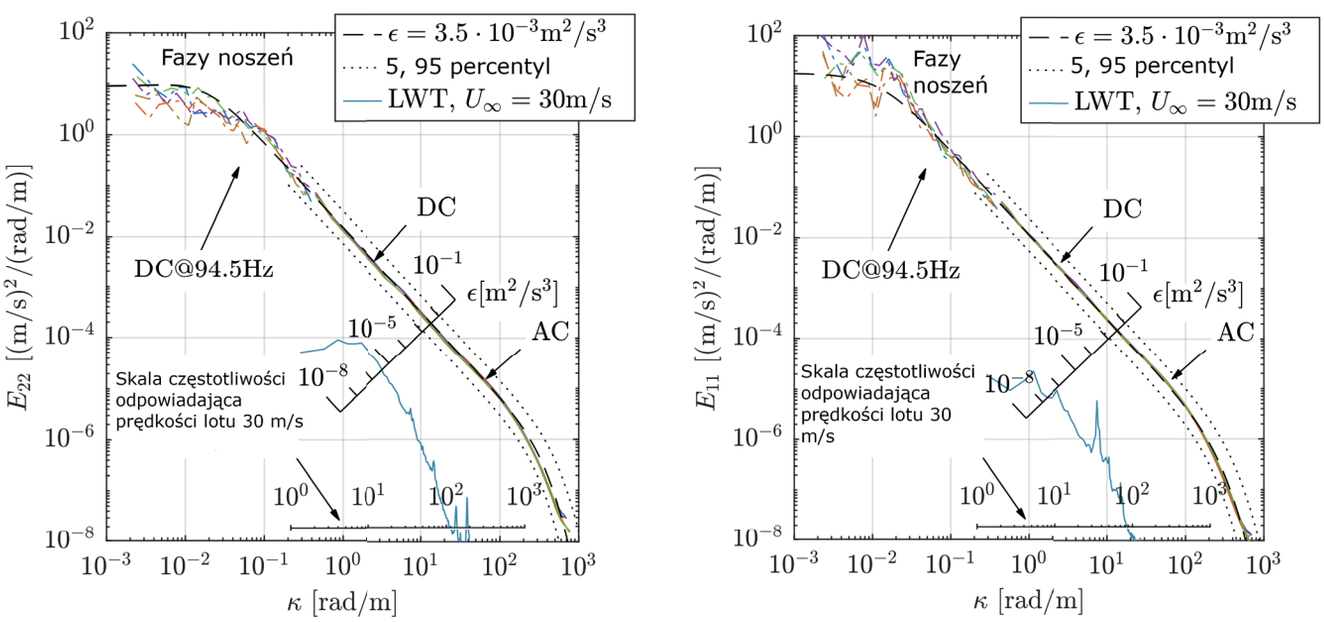
Chociaż loty odbywały się w zmiennych warunkach szybowania, widma z faz termicznych, szczególnie te podłużne, uległy wyraźnemu załamaniu. Widmom średnim towarzyszyły modelowe, przybliżające średnią szybkość rozpraszania ($3{,}5\cdot10^{-3}$ m²/s³) oraz 5. i 95. percentyl ($1{,}2\cdot10^{-3}$ m²/s³ i $1{,}1\cdot10^{-2}$ m²/s³).

Rycinę 13 uzupełniono widmami z pomiarów anemometrycznych w laminarnym tunelu aerodynamicznym (Romblad i in., 2022, bez siatek) dla zakresu prędkości napływu w noszeniach (30 m/s). Są one wyraźnie niższe od widm w locie. Przy częstotliwościach 0,2 kHz, czyli bardzo niskim zakresie typowych częstotliwości TS dla obecnych konfiguracji lotu, widma różnią się o współczynnik $E_{11'flight}/E_{11,LWT} \approx 5000$, co odpowiada stosunkowi amplitudy prędkości 70 (37 dB).

Zgodnie z przewidywaniami omówionymi w poprzednim paragrafie można oczekiwać lokalnej izotropii w małych skalach. W turbulencji izotropowej i w zakresie bezwładnościowym stosunek $E_{11}(\kappa)$ do $E_{22}(\kappa)$ teoretycznie przyjmuje wartość 0,75 (Pope, 2000, równania (6.242), (6.243)). Rycina 14 przedstawia stosunek $E_{11}(\kappa)/E_{22}(\kappa)$ uśredniony dla faz termicznych każdego lotu. Dla κ = 0,5 do 50 rad/m stosunek ten pozostaje bliski wartości teoretycznej,



Ryc. 12. Wykresy funkcji gęstości prawdopodobieństwa skali długości η Kołmogorowa dla krążenia w noszeniu termicznym (symbole otwarte) i odcinków przelotowych (symbole pełne); rozkład logarytmiczno-normalny (linie przerywane) na podstawie średniej i odchylenia standardowego wszystkich lotów; według Greinera i Würza (2022)



Ryc. 13. Widma podłużne (po lewej) i poprzeczne (po prawej) uśrednione dla wszystkich faz 5 lotów w noszeniach termicznych (linie ciągłe, kod kolorystyczny – patrz ryc. 12); widma o niskiej liczbie falowej (linie przerywane) obejmują ruch statku powietrznego; widma modelu Pope reprezentujące 5., 50. i 95. percentyl ϵ dla wszystkich lotów; widmo LWT przy 30 m/s (Romblad i in., 2022) odpowiadające średniej prędkości napływu w fazach wznoszenia

ale odchyla się w późniejszych lotach, co może wskazywać na degradację stosowalności wartości uzyskanych w procesie wstępnej kalibracji. Powyżej 30 rad/m, stosunek $E_{11}(\kappa)/E_{22}(\kappa)$ spada, podobnie jak w widmie modelu. Dla porównania, dane przedstawione przez Sheiha i in. (1971) zostały poprawione. Autorzy przypisują duży rozrzut w danych błędom eksperymentalnym.

Do prognozowania szybkości dyssypacji energii turbulentnej ϵ w konwekcyjnej warstwie mieszanej atmosfery, dwie wielkości meteorologiczne – strumień wyporu i parametr wyporu – okazały się odpowiednie (Kaimal i Finnigan, 1994). Jednakże dla celów testowania profili skrzydeł szybowca przydatne jest omówienie związku ϵ z metrykami, które są niezbędne do modelowania osiągów w przelotach. Są to: wysokość lotu, pora dnia czy pionowa prędkość powietrza. Oczywiście wyniki tego badania opierają się na ograniczonym zbiorze danych i mają zastosowanie jedynie do porównywalnych sytuacji pogodowych w podobnych regionach klimatycznych.

Szybkość dyssypacji energii turbulentnej ϵ nie wykazuje rozpoznawalnego trendu w odniesieniu do wysokości względnej, mierzonej od poziomu gruntu do wysokości użytecznego górnego krańca noszeń termicznych. Tę ostatnią szacuje się na podstawie obwiedni maksymalnych osiągniętych wysokości. Ten wynik jest zgodny z rezultatami osiągniętymi przez Caugheya i Palmera (1979), którzy wykazują stałą szybkość rozpraszania na większości pionowego zasięgu konwekcyjnej warstwy mieszanej.

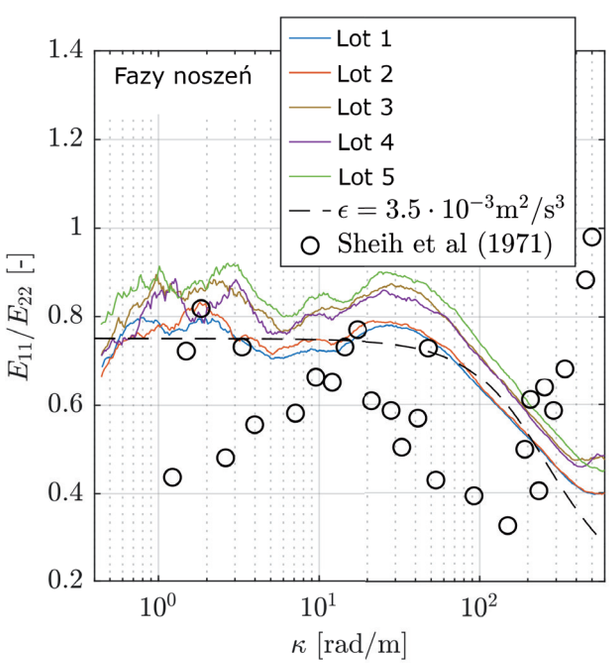
Najniższe szybkości rozpraszania, np. < 5·10−6 m²/s³, występują w danych zarówno dla wczesnej, jak i późniejszej pory dnia, w związku z czym nie widać w nich żadnego wykorzystania termiki (tj. lotu krążącego). Jest to zgodne z obserwacją, że turbulentna energia kinetyczna maleje po południu, gdy zanika powierzchniowy strumień wyporu (Darbieu i in., 2015).

Jeśli chodzi o wpływ wytrzymałości termicznej, rycina 15 przedstawia wartości całkowite metryk W_{air} i ϵ, gdzie każdy symbol reprezentuje średnią dla jednego komina termicznego. Występuje znaczny rozrzut, ale liniowe dopasowanie metodą najmniejszych kwadratów daje nachylenie $d\epsilon/dW_{air}$ ≈ 6·10−4m/s². Podobny gradient zaobserwowano w pracy Greinera i Würza (2022) dla średniej wartości dla poszczególnych 4 podsegmentów podczas faz przelotu po prostej.

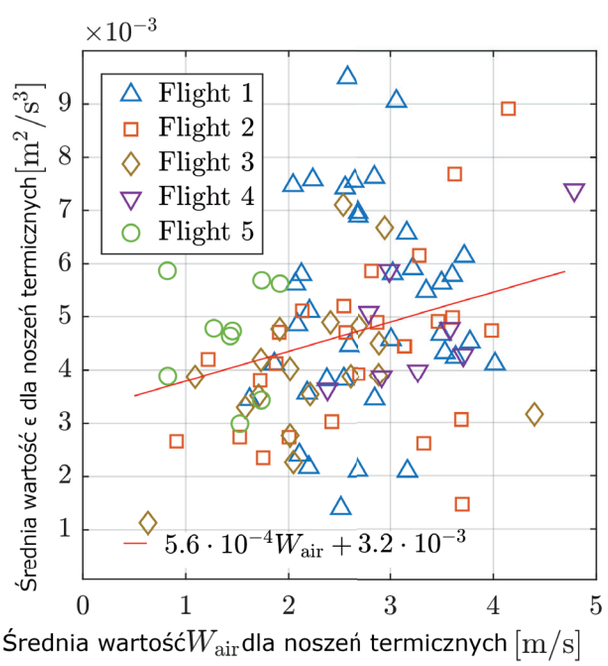
Podsumowanie

Naturalne profile laminarne stanowią najnowocześniejsze rozwiązanie dla lotnictwa ogólnego i turbin wiatrowych. Aby uwzględnić warunki dopływu podczas procesu projektowania, konieczne jest scharakteryzowanie turbulencji strumienia swobodnego w warunkach zamierzonej eksploatacji.

Niniejsza praca koncentruje się na lotach szybowca, wykonywanych w konwekcyjnej warstwie mieszanej atmosfery. Uwzględniono zarówno krążenia w kominach termicznych, jak i przeloty po prostej, pomiędzy obszarami najsilniejszych noszeń. W tym celu podłużne (*u*) i poprzeczne (*v*) prędkości powietrza w warunkach turbulencji atmosferycznej były rejestrowane podczas lotów badawczych w sposób ciągły za pomocą sondy anemometru o stałej temperaturze CTA. Dodatkowo, zarejestrowano dane środowiskowe (temperatura, wilgotność względna, ciśnienie statyczne i dynamiczne) oraz dane uzupełniające (trasa lotu GPS, przyspieszenia sondy)



Ryc. 14. Stosunek widm podłużnych i poprzecznych, uśredniony z pięciu lotów dla faz wznoszenia w termice, w porównaniu z wartością teoretyczną z widma modelu Pope; symbole według Sheih i in. (1971)



Ryc. 15. Metryki W_{air} i ϵ, każdy symbol reprezentuje średnią z jednej fazy termicznej; według Greinera i Würza (2022)

w celu uzyskania dokładnego obrazu profilu lotu i wsparcia postprocessingu. Analizy objęły 22 godziny lotu w typowych warunkach pogodowych dla Europy Środkowej, ze średnią prędkością pionową powietrza od 1,5 do ponad 3,5 m/s w kominach termicznych.

Ocena tak długich pomiarów z zastosowaniem anemometru CTA wymaga kompensacji zmiennej temperatury i gęstości powietrza, a także porównania z prędkością napływu wynikającą z ciśnienia dynamicznego. W świetle powyższego nie można założyć, że efektywna temperatura drutów pomiarowych anemometru będzie stała przez kilka godzin. Jednak bez dokładnego uzupełniającego pomiaru kąta napływu nie jest możliwe bezpośrednie określenie konkretnej korekty dla każdego z drutów pomiarowych.

Opracowano metodę, która wykorzystuje założenie izotropii w małych skalach, aby określić odpowiednie wartości efektywnych temperatur drutów pomiarowych anemometru. Ponieważ szybowiec dostosowuje swój tor lotu do największych skal turbulencji, nie było możliwe określenie ani całkowitej skali długości, ani mikroskali Taylora. Stwierdzono, że skala Kołmogorowa η ma rozkład zbliżony do logarytmiczno-normalnego w fazach termicznych, ze średnią wartością około 1,1 mm.

W fazach termicznych można dobrze scharakteryzować turbulencje strumienia swobodnego. Szybkość dyssypacji energii turbulentnej ϵ wykazuje niewielki rozrzut w obrębie i pomiędzy poszczególnymi lotami oraz rozkład logarytmiczno-normalny. We wszystkich fazach termicznych, szybkość rozpraszania wynosi średnio 3,5·10−3 m^2/s^3, z wąskim rozrzutem od $1{,}2 \cdot 10^{-3}$ do $1{,}1 \cdot 10^{-2}$ m^2/s^3 (5. i 95. percentyl). Jest to wartość znacznie wyższa niż w laminarnym tunelu aerodynamicznym. Na przykład widmo podłużne w noszeniu termicznym przy częstotliwości f = 200 Hz jest o 37 dB wyższe niż w tunelu przy porównywalnej prędkości (30 m/s). Zaobserwowano niskie wartości ϵ, np. poniżej $5 \cdot 10^{-6}$ m^2/s^3, ale nie w termicznie aktywnym okresie dnia. Zgodnie z obserwacjami meteorologicznymi wysokość nad poziomem gruntu nie ma wyraźnego wpływu na wartość ϵ w konwekcyjnej warstwie mieszanej. W fazach termicznych obserwuje się tendencję do wyższego ϵ wraz ze wzrostem pionowej prędkości powietrza, aczkolwiek jest ona ukryta w znacznym rozproszeniu.

Interesującym zagadnieniem jest możliwość przeniesienia zmierzonych warunków atmosferycznych do eksperymentu w tunelu aerodynamicznym, co zapewnia podobieństwo środowiskowe. W przypadku małych skal można to osiągnąć za pomocą bezwymiarowego rozkładu wielkości cząstek (PSD) jako kroku pośredniego. Przy zmianach kąta napływu przedstawiono metodę identyfikacji tych zmian ze zmierzonych szeregów czasowych prędkości, które są najprawdopodobniej istotne dla niestacjonarnej aerodynamiki skrzydła. Metoda ta jest dostosowana do bezpośredniego dostarczania parametrów wejściowych dla generatora podmuchów. W przypadku porównywalności wynik jest zgodny z niedawnymi badaniami turbulencji atmosferycznej (Guissart i in., 2021).

Należy zauważyć, że prezentowane wyniki są wyłącznie funkcją strategii lotu pilotów i dlatego reprezentują jedynie obciążone/stronnicze statystyki konwekcyjnej warstwy granicznej.

Bibliografia:

[1] Althaus, D. (1984). *Der Einfluss laminarer Ablöseblasen auf die Profilpolaren*. Institute report, Institute of Aerodynamics and Gasdynamics, University of Stuttgart, presented at the Symposium of Sailplane Development, Braunschweig.

[2] Batchelor, G. K. (1950). The application of the similarity theory of turbulence to atmospheric diffusion. *Quarterly Journal of the Royal Meteorological Society*, *76*(328), 133–146. doi:10.1002/qj.49707632804.

[3] Batchelor, G. K., Townsend, A. A. and Taylor, G. I. (1947). Decay of vorticity in isotropic turbulence. Proceedings of the Royal Society of London. Series A. *Mathematical and Physical Sciences*, *190*(1023), 534–550. doi:10.1098/rspa.1947.0095.

[4] Baumann, M. (2013). *Manual of the System Low-noise Miniature CTA System*. Ingenieurbüro Dr. Baumann.

[5] Bendat, J. S., Piersol, A. G. (2000). *Random Data*. Hoboken, NJ: John Wiley & Sons, 3rd ed.

[6] Bernardy, S. (2002). *Investigation into the Effects of Turbulence in Thermals on Sailplane Airfoil Performance. Diploma Thesis*, Delft University of Technology and Fachhochschule Aachen.

[7] Bertolotti, F. P. (1997). Response of the Blasius boundary layer to free-stream vorticity. *Physics of Fluids*, *9*(8), 2286–2299. doi:10.1063/1.869350.

[8] Bertolotti, F. P. (2001). Effect of atmospheric turbulence on a laminar boundary-layer. *Technical Soaring*, *25*, 154–159. journals.sfu.ca/ts/index. php/ts/article/view/309.

[9] Bruun, H. H. (1995). *Hot-Wire Anemometry*. Oxford: Oxford University Press.

[10] Caughey, S. J. and Palmer, S. G. (1979). Some aspects of turbulence structure through the depth of the convective boundary layer. *Quarterly Journal of the Royal Meteorological Society*, *105*(446), 811–827. doi:10.1002/qj.49710544606.

[11] Darbieu, C., Lohou, F., Lothon, M., Arellano, J. Vil`a-Guerau de, Couvreux, F., Durand, P., Pino, D., Patton, E. G., Nilsson, E., Blay-Carreras, E. and Gioli, B. (2015). Turbulence vertical structure of the boundary layer during the afternoon transition. *Atmospheric Chemistry and Physics*, *15*(17), 10071–10086. doi:10.5194/acp-15-10071-2015.

[12] Deck, U. and Würz, W. (2023). In-flight measurements on the influence of freestream turbulence on a NLF airfoil. *AIAA Aviation 2023 Forum*, 2023–3675. doi:10.2514/6.2023-3675.

[13] Djenidi, L. and Antonia, R. A. (2012). A spectral chart method for estimating the mean turbulent kinetic energy dissipation rate. *Experiments in Fluids*, *53*, 1005–1013. doi:10.1007/s00348-012-1337-x.

[14] Ewald, B., Durst, F., Krause, E. and Nitsche, W. (1993). In-flight measuring techniques for laminar flow wing development. *Zeitschrift für Flugwissenschaft und Weltraumforschung, 17*, 294–310.

[15] Fisher, D., Horstmann, K. H. and Riedel, H. (2003). Flight Test Measurement Techniques for Laminar Flow. *RTO AGARDograph. Flight Test Techniques Series*, *300*, *23* / SCI-040, RTO/NATO, Neuilly-sur-Seine Cedex, www.sto.nato.int/publications/ STOTechnicalReports/RTO-AG-300-V23/AG-300-V23-$$ALL.pdf.

[16] Freymuth, P. and Fingerson, L. M. (1997). Hot-wire anemometry at very high frequencies: effect of electronic noise. *Measurement Science and Technology*, *8(2)*, 115. doi:10.1088/0957-0233/8/2/001.

[17] Greiner, M. and Würz, W. (2022). In-flight measurement of free-stream turbulence in the convective boundary layer. *Experiments in Fluids*, *63*(162), 1–20. doi:10.1007/s00348-022-03506-6.

[18] Greiner, M. (2024). *Experiments on laminar separation bubbles under inflow conditions of atmospheric turbulence*. PhD Thesis. Institute of Aerodynamics and Gas Dynamics, University of Stuttgart.

[19] Guissart, A., Romblad, J., Nemitz, T. and Tropea, C. (2021). Small-scale atmospheric turbulence and its impact on laminar-to-turbulent transition. *AIAA Journal*, *59*(9), 3611–3621. doi:10.2514/1.J060068.

[20] Hultmark, M. and Smits, A. J. (2010). Temperature corrections for constant temperature and constant current hot-wire anemometers. *Measurement Science and Technology*, *21*(10). doi:10.1088/0957-0233/21/10/105404.

[21] Kaimal, J. C. and Finnigan, J. J. (1994). *Atmospheric Boundary Layer Flows: Their Structure and Measurement*. New York: Oxford University Press. doi:10.1093/oso/9780195062397.001.0001.

[22] Kannuluik, W. G. and Carman, E. H. (1951). The temperature dependence of the thermal conductivity of air. *Australian Journal of Scientific Research. Series A: Physical Sciences*, *4*, 305–314. doi:10.1071/CH9510305.

[23] Kolmogorov, A. N. (1941). The local structure of turbulence in incompressible viscous fluid for very large Reynolds numbers. Cr. Acad. Sci. URSS 30: 301–305, translated in (1991) Proceedings of the Royal Society London A 434: 9–13. doi:10.1098/rspa.1991.0075.

[24] Kolmogorov, A. N. (1962). A refinement of previous hypotheses concerning the local structure of turbulence in a viscous incompressible fluid at high Reynolds number. *Journal of Fluid Mechanics*, *13*(1), 82–85. doi:10.1017/S0022112062000518.

[25] Körner, H. (1990). Natural laminar flow research for subsonic transport aircraft in the FRG. *Zeitschrift für Flugwissenschaft und Weltraumforschung*, *14*, 223–233.

[26] Körner, H. and Redeker, G. (1994). The role of flight tests and wind tunnels in laminar flow research. *ICAS Proceedings*, *19th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, *1*, 46–56. icas.org/ICAS ARCHIVE/ICAS1994/ICAS-94-3.1.1.pdf.

[27] Kraichnan, R. H. (1974). On Kolmogorov's inertial-range theories. *Journal of Fluid Mechanics*, *62*(2): 305–330. doi:10.1017/S002211207400070X.

[28] Lutz, A. (2010). Ground Vibration Test and Flutter Analysis of Sailplane ARCUS T. *Technical Report 09-27287-01*, Schempp-Hirth Segelflugzeugbau GmbH, unpublished.

[29] MacCready, P. B., Jr. (1962). Turbulence measurements by sailplane. *Journal of Geophysical Research*, *67*(3), 1041–1050. doi:10.1029/JZ067i003p01041.

[30] MacCready, P. B., Jr., Lockhart, T. J., Diamond, R. J. and Smith, T. B. (1956). Atmospheric Turbulence Investigation by Sailplane. Final Report AFCRC-TR-56-279, Meteorology Research, Inc, Pasadena CA.

[31] Maughmer, M. D., Coder, J. G., Wannenmacher, C. and Würz, W. (2017). The design of a new racing sailplanes: A new thermal mix model and the role of transitional CFD. *17th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. AIAA*, 2017–4091. doi:10.2514/6.2017-4091.

[32] Miley, S. J. and Horstmann, K. H. (1991). *Data Report of Flight and Wind Tunnel Investigations of Tollmien-Schlichting Waves on an Aircraft Wing*, Part I. Report IB 129–91/18, Institute for Design Aerodynamics, DLR, Braunschweig.

[33] Oboukhov, A. M. (1962). Some specific features of atmospheric turbulence. *Journal of Fluid Mechanics*, *13*(1), 77–81. doi:10.1017/S0022112062000506.

[34] de Paula, I. B., Würz, W., Krämer, E., Borodulin, V. I. and Kachanov, Y. S. (2013). Weakly nonlinear stages of boundary-layer transition initiated by modulated Tollmien-Schlichting waves. *Journal of Fluid Mechanics*, *732*, 571–615. doi:10.1017/jfm.2013.420.

[35] Peltzer, I. (2004). *Flug-und Windkanalexperimente zur räumlichen Entwicklung von Tollmien-Schlichting-Instabilitäten in einer Flügelgrenzschicht*. PhD thesis, Technische Universität Berlin, Mensch-und-Buch-Verlag, Berlin.

[36] Pope, S. B. (2000). *Turbulent Flows*. Cambridge: Cambridge University Press.

[37] Reeh, A. D. (2014). *Natural laminar flow airfoil behaviour in cruise flight through atmospheric turbulence*. PhD thesis, Technical University of Darmstadt. 10.26083/tuprints-00004123.

[38] Richardson, L. F. (1922). *Weather Prediction by Numerical Process*. Cambridge: Cambridge University Press. doi:10.1017/CBO9780511618291 (doi of 2nd ed. 2007).

[39] Riedel, H. and Sitzmann, M. (1998). In-flight investigations of atmospheric turbulence. *Aerospace Science and Technology*, *2*(5), 301–319. doi:10.1016/S1270-9638(98)80007-2.

[40] Romano, G., Ouellette, N., Xu, H., Bodenschatz, E., Steinberg, V., Meneveau, C. and Katz, J. (2007). Measurements of turbulent flows. In Tropea, C., Yarin, A. L. and Foss, J. F. (eds), *Springer Handbook of Experimental Fluid Mechanics*. Berlin, Heidelberg: Springer, 745–855. doi:10.1007/978-3-540- 30299-5.

[41] Romblad, J., Greiner, M., Guissart, A. and Würz, W. (2022). Characterisation of low levels of turbulence generated by grids in the settling chamber of a laminar wind tunnel. *Experiments in Fluids*, *63*(65). doi:10.1007/s00348-022-03418-5.

[42] Seitz, A. (2007). *Freiflug-Experimente zum Übergang laminar-turbulent in einer Tragflügelgrenzschicht*. PhD thesis, Technische Universität Braunschweig.

[43] Sengupta, A. and Tucker, P. (2020). Effects of forced frequency oscillations and unsteady wakes on the separation-induced transition in pressure gradient dominated flows. *Physics of Fluids*, *32*: 094113. doi:10.1063/5.0023679.

[44] Sharman, R. and Lane, T. (eds) (2016). *Aviation Turbulence. Processes, Detection, Prediction*. Cham: Springer, 1st ed., doi:10.1007/978-3-319-23630-8.

[45] Sheih, C. M., Tennekes, H. and Lumley, J. L. (1971). Airborne hot-wire measurements of the small-scale structure of atmospheric turbulence. *Physics of Fluids*, *14*, 201–215. doi:10.1063/1.1693416.

[46] Taylor, G. I. (1938). Production and dissipation of vorticity in a turbulent fluid. *Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences, 164*(916), 15–23. doi:10.1098/rspa.1938.0002.

[47] Tennekes, H. (1968). Simple model for the small-scale structure of turbulence. *Physics of Fluids*, *11*, 669–671. doi:10.1063/1.1691966.

[48] Wagner, R. D., Maddalon, D. V., Bartlett, D. W. and Collier, F. S. (1988). Fifty years of laminar flow flight testing. *Journal of aerospace, 97*(1), SAE Transactions, 995–1019.

[49] Weismüller, M. (2011). *A new approach to aerodynamic performance of aircraft under turbulent atmospheric conditions*. PhD thesis, Technical University of Darmstadt. 10.26083/tuprints-00002934.

[50] Wyngaard, J. C. (2010). *Turbulence in the atmosphere*. Cambridge: Cambridge University Press. doi:10.1017/CBO9780511840524.

[51] Zhu, Y., Antonia, R. A. (1996). The spatial resolution of hot-wire arrays for the measurement of small-scale turbulence. *Measurement Science and Technology*, *7*(10), 1349–1359. doi:10.1088/0957-0233/7/10/006.

[52] Oolman, L. (2021). Wyoming weather web. University of Wyoming. weather. uwyo.edu/upperair/sounding.html. (portal pogodowy, dostęp: 01.08.2021).

Metodologia próby rozpędzania w locie poziomym do oceny osiągów śmigłowca

Irene Salmoiraghi, Andrea Castelli, Christopher Hyder,
Leonardo S.p.A. Helicopter Division, Cascina Costa di Samarate (VA), Włochy

Lorenzo Trainelli,
Politecnico di Milano, Department of Aerospace Science and Technology Mediolan, Włochy



Śmigłowiec AW-169 (źródło: domena publiczna)

Artykuł był prezentowany podczas XXXIV *Sympozjum Society of Flight Test Engineers* w Pradze, 4–6 czerwca 2025 r.
Tłumaczenie z języka angielskiego Jarosław Pytka przy udziale Piotra Kolobiusa, pilota doświadczalnego Leonardo PZL Świdnik.

Streszczenie

Określenie osiągów śmigłowca w locie poziomym ma fundamentalne znaczenie zarówno z punktu widzenia wymagań strategicznych, jak i certyfikacyjnych. Najczęściej stosowana metodyka badań osiągów w locie poziomym opiera się na realizacji rozległego zbioru precyzyjnie ustabilizowanych i wytrymowanych punktów pomiarowych. Pomiary wykonywane są w szerokim zakresie masy śmigłowca, wysokości oraz prędkości lotu. Procedura ta jest wysoce czasochłonna i może w istotny sposób wpływać na całkowity czas oraz koszty prowadzenia prób w locie. W niniejszej pracy zaproponowano alternatywną metodykę testu, ukierunkowaną na zwiększenie efektywności procesu wyznaczania osiągów poprzez zastosowanie prób przyspieszania, umożliwiających szybkie pokrycie analizowanego zakresu badanych prędkości. W tym celu rozpatrzono dwie techniki badawcze: przyspieszanie w locie poziomym oraz quasiustalone przyspieszanie w locie poziomym. Na podstawie badań praktycznych stwierdzono, że technika przyspieszania w locie poziomym, powszechnie stosowana w przypadku wysokoosiągowych samolotów, nie znajduje zastosowania w śmigłowcach ze względu na fundamentalne różnice w logice sterowania. W konsekwencji jako potencjalną alternatywę, opracowano i przebadano nową metodykę quasiustalonego przyspieszania w locie poziomym. Proponowana metoda polega na realizacji powolnego przyspieszania w locie poziomym, co z wystarczającą dokładnością przybliża sekwencję kolejnych stanów ustalonych, wymaganych w klasycznych procedurach prób. Opracowanie oraz optymalizacja metodyki zostały przeprowadzone w oparciu o rozległe symulacje lotu oraz specjalnie opracowane procedury analizy danych pomiarowych. Końcowa

walidacja zaproponowanej metody oraz jej porównanie z wynikami uzyskanymi przy zastosowaniu tradycyjnej techniki prób zostały dodatkowo potwierdzone podczas rzeczywistej kampanii prób w locie.

Słowa kluczowe: *śmigłowiec, osiągi w locie, próby w locie, metody badań*

Wykaz symboli i skrótów:
E_h – wysokość energetyczna
P_A – moc dostępna
$P_{\Delta h}$ – składnik mocy związany ze zmianą wysokości lotu
$P_{\Delta v}$ – składnik mocy związany ze zmianą prędkości lotu
P_R – moc wymagana w locie poziomym
P_S – nadmiar mocy właściwej
V_H – maksymalna prędkość lotu poziomego
V_T – rzeczywista prędkość lotu
W – ciężar całkowity śmigłowca
g – przyspieszenie grawitacyjne
h – wysokość ciśnieniowa
n – prędkość obrotowa wirnika nośnego
t – czas
δ – współczynnik ciśnienia powietrza
σ – współczynnik gęstości powietrza
ALT – wysokość lotu
IAS – prędkość przyrządowa lotu
FNPT – symulator procedur lotniczych i nawigacyjnych
FTE – inżynier prób w locie
FTI – aparatura do prób w locie
FTT – technika prób w locie
GW – ciężar całkowity śmigłowca
KIAS – prędkość przyrządowa lotu wyrażona w węzłach
MCP – maksymalna moc ciągła
PWR – moc wymagana w locie poziomym
SEP – nadmiar mocy właściwej
TAS – prędkość lotu rzeczywista

Wprowadzenie

Próby w locie stanowią kluczowy element każdego programu lotniczego, od projektowania i rozwoju po weryfikację, kwalifikację i zatwierdzenie. Przebiegają zgodnie ze ściśle określonym programem, w ramach którego można wyróżnić cztery główne fazy: planowanie, wykonanie, analiza danych oraz raportowanie. Faza wykonania polega na lotach statku powietrznego zgodnie ze standardowymi metodologiami, zatwierdzonymi i uznanymi przez cywilne lub wojskowe władze lotnicze. Ponieważ jest to najbardziej kosztowna faza zarówno pod względem nakładów finansowych, jak i czasu, kluczowe znaczenie ma optymalizacja stosowanych metod. Ma to na celu zwiększenie efektywności kosztowo-czasowej przy zachowaniu wymaganej dokładności i wiarygodności uzyskiwanych danych.

Niniejsza praca koncentruje się na rozwoju i certyfikacji cywilnych śmigłowców, ze szczególnym uwzględnieniem osiągów w locie poziomym, przy czym końcowe wnioski mogą być również istotne w kontekście zastosowań wojskowych. Wyznaczenie osiągów śmigłowca w locie poziomym w ramach prób w locie ma fundamentalne znaczenie z trzech zasadniczych powodów:

- wyznaczenie charakterystyk wznoszenia wymaganych do celów certyfikacyjnych;
- obliczenie maksymalnej dopuszczalnej prędkości w locie poziomym oraz uzyskanie danych operacyjnych niezbędnych do planowania misji (informacje te mogą być wykorzystane przez producenta do spełnienia określonych wymagań rynku lotniczego);
- ocena wpływu instalacji nowego wyposażenia na osiągi śmigłowca.

Celem pracy jest identyfikacja alternatywnych metod wyznaczania osiągów w locie poziomym, które umożliwią większą efektywność w porównaniu z obecnie stosowanymi technikami opartymi na ustalonych warunkach lotu. W ramach badań przeprowadzono dwie główne aktywności mające na celu ocenę skuteczności technik prób w locie (FTT), uwzględniających warunki lotu nieustalonego. Pierwsza dotyczyła możliwości zastosowania w śmigłowcach techniki poziomego przyspieszania, powszechnie stosowanej w wysokoosiągowych samolotach do wyznaczania mocy wymaganej w locie poziomym (PWR) oraz nadmiaru mocy właściwej (SEP). Druga aktywność obejmowała badanie przydatności powolnych (quasiustalonych) przyspieszeń i hamowań w locie poziomym w śmigłowcach w celu oceny PWR. W wyniku przeprowadzonych badań opracowano nową technikę testów w locie, która okazała się skuteczna i zdolna do zapewnienia znaczącej efektywności kosztowo-czasowej. Rozważano zastosowanie tej metodyki w dowolnym modelu śmigłowca firmy Leonardo S.p.A. W związku z tym, najpierw w symulatorze, a następnie w rzeczywistym obiekcie testowym przeprowadzono próby z użyciem śmigłowca AW169.

Wykorzystanie sztucznego środowiska lotu odegrało kluczową rolę w opracowaniu metodyki, umożliwiając zaznajomienie się z procedurami testowymi oraz optymalizację procedur pilotażu i analizy danych. Dokonano tego dzięki przeprowadzeniu wielu prób przy relatywnie niskich kosztach w porównaniu z lotem rzeczywistym.

Następnie została przeprowadzona pełna walidacja zaproponowanej metodyki w rzeczywistych warunkach lotu.

1. Aktualny stan wiedzy i technologii

1.1. Badanie osiągów nadmiaru mocy

Próby przyspieszeń w locie poziomym stanowią podstawową metodę badań eksperymentalnych służących do wyznaczania charakterystyk SEP dla wysokoosiągowych samolotów w całym zakresie obwiedni lotu, a w konsekwencji do określania:

- prędkości najlepszego kąta wznoszenia oraz prędkości największego wznoszenia na wszystkich poziomach wysokości;
- minimalnego czasu wznoszenia do osiągnięcia zadanej wysokości;
- minimalnego zużycia paliwa do osiągnięcia zadanej wysokości.

SEP definiuje się jako nadwyżkę mocy dostępnej P_A ponad moc wymaganą do ustalonego, prostoliniowego lotu poziomego P_R odniesioną do ciężaru całkowitego statku powietrznego, *W*:

$$P_s = \frac{P_A - P_R}{W} \quad (1)$$

W locie prostoliniowym:

$$P_s = \frac{dh}{dt} + \frac{V_T}{g}\frac{dV_T}{dt} \quad (2)$$

gdzie *h* jest wysokością lotu, a V_T to rzeczywista prędkość lotu.

Z równania (2) wynika, że dodatnia moc nadmiarowa jest wykorzystywana do wznoszenia i/lub przyspieszania, natomiast ujemna moc nadmiarowa (czyli niedobór mocy) prowadzi do zniżania i/lub wytracania prędkości.

Jak opisano w *Flight Test Manual U.S. Naval Test Pilot School* [1], istota metody próby przyspieszania w locie poziomym polega na wytrymowaniu samolotu na prędkość o kilka węzłów większą od prędkości przeciągnięcia, a następnie rozpoczęciu przyspieszania w locie poziomym, aż do prędkości maksymalnej. Dokonuje się tego poprzez płynne, lecz szybkie przesunięcie dźwigni sterowania silnikiem do położenia pełnej mocy. W dalszej fazie utrzymuje się stałą wysokość lotu, wykorzystując wyłącznie sterowanie w kanale podłużnym. Przebieg próby przyspieszania kończy się w momencie, gdy przyspieszenie spadnie poniżej ustalonej wartości progowej, zazwyczaj 2 kn/min. Następnie stosowana jest odpowiednia procedura redukcji i analizy danych pomiarowych w celu wyznaczenia wysokości energetycznej E_h, zdefiniowanej jako:

$$E_h = h + \frac{V_T^2}{2g} \quad (3)$$

a następnie SEP wyznacza się poprzez różniczkowanie wysokości energetycznej E_h względem czasu. Surowe dane SEP są korygowane po uwzględnieniu standardowej masy (ciężaru) oraz standardowych warunków atmosferycznych. W efekcie uzyskuje się znormalizowane charakterystyki SEP w całym zakresie prędkości lotu na danej wysokości. Umożliwia to wyznaczenie prędkości odpowiadających największemu kątowi wznoszenia oraz największej prędkości wznoszenia.

1.2. Próby osiągów w locie poziomym

Próby osiągów w locie przelotowym zazwyczaj obejmują stany ustalone (dokładnie wytrymowane) lotów poziomych obejmujących pełen zakres prędkości w okolicach zadanej wysokości. Testy te umożliwiają wyznaczenie istotnych wielkości, takich jak zużycie paliwa, PWR oraz innych parametrów. Dodatkowo można oszacować maksymalną prędkość lotu poziomego V_H.

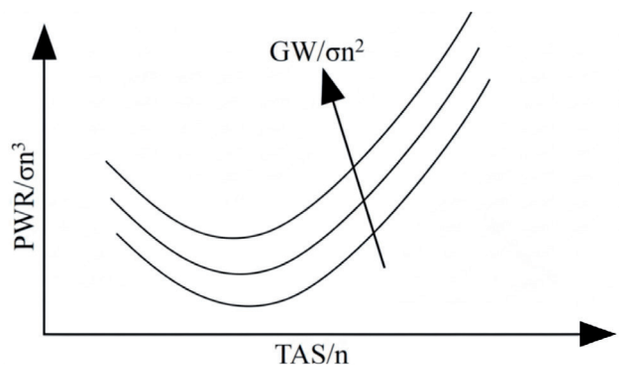
Szczegóły procedury mogą różnić się w zależności od kategorii statku powietrznego, na przykład w tzw. testach przy stałym *W/δ* i *W/σ*.

Powszechnie stosowana w przypadku śmigłowców technika polega na ustabilizowaniu śmigłowca na różnych prędkościach w locie poziomym przez co najmniej jedną minutę, od minimalnej prędkości docelowej do V_H, przy utrzymaniu stałej wysokości wyłącznie przy użyciu sterowania podłużnego. Przyrost prędkości między punktami testowymi może zmieniać się w zależności od prędkości, jednak należy wykonać minimalną liczbę punktów pomiarowych, aby uzyskać reprezentatywne wyniki.

Moc wymagana w locie poziomym jest funkcją masy całkowitej *W*, współczynnika gęstości σ (zdefiniowanego jako stosunek gęstości powietrza na wysokości testowej do gęstości powietrza na poziomie morza w standardowych warunkach), prędkości lotu V_H oraz prędkości obrotowej wirnika n. Aby zbadać zależność PWR od prędkości lotu, najprostszą i najbardziej efektywną metodą jest utrzymanie stałej prędkości obrotowej wirnika oraz stałego stosunku W/σ, co odpowiada utrzymaniu stałej masy odniesienia $W/(\sigma n^2)$.

W tym celu, w miarę zużywania paliwa, wysokość docelowa każdego punktu pomiarowego musi być wyliczona iteracyjnie, z uwzględnieniem szacowanej masy całkowitej. Próby przeprowadza się dla każdej istotnej konfiguracji oraz położenia środka ciężkości. Stosuje się określoną procedurę analizy danych i wyznacza krzywą „odniesionej" mocy wymaganej w locie poziomym $P_R/(\sigma n^3)$ jako funkcję „odniesionej" prędkości lotu V_T/n. Masa całkowita, moc wymagana oraz prędkość są odnoszone względem współczynnika gęstości powietrza oraz prędkości obrotowej wirnika, aby umożliwić porównywanie krzywych mocy odpowiadających różnym warunkom lotu.

Na końcu powtarza się testy dla wielu wartości $W/(\sigma n^2)$, aby objąć pełną obwiednię osiągów (zob. ryc. 1).



Ryc. 1. Typowe przebiegi odniesionej krzywej mocy

Opisana powyżej technika badań w stanie ustalonym dokładnie odwzorowuje warunki idealne (tj. ustalone), które muszą zostać spełnione w celu wyznaczenia krzywej mocy, jednak metoda ta jest bardzo czasochłonna. Z kolei manewry nieustalone wymagałyby bardziej zaawansowanych metod przetwarzania danych przy jednoczesnym skróceniu czasu lotu, co przekłada się na większą efektywność kosztową. Nie istnieje jednak odpowiednia dokumentacja dotycząca manewrów nieustalonych w kontekście wyznaczania mocy wymaganej w locie poziomym śmigłowców. Z podobną sytuacją mamy do czynienia w przypadku samolotów, z wyjątkiem krótkiego opisu prób powolnego rozpędzania

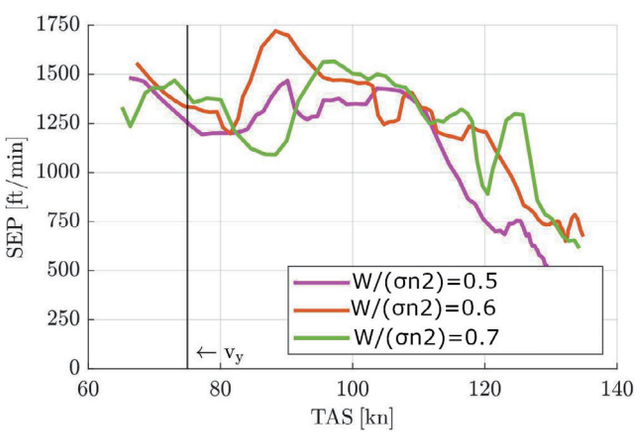
i wytracania prędkości jako uzupełnienia i/lub alternatywy dla badań w locie poziomym [2].

1.3. Próba rozpędzania w locie poziomym

W celu wyznaczenia krzywej mocy wymaganej na podstawie danych SEP przeprowadzono analizę wykonalności próby przyspieszania w locie poziomym pod kątem zastosowania do śmigłowców. Wykorzystanie tej techniki rozważono ze względu na jej potencjał ograniczania kosztów i czasu badań, co zaobserwowano podczas stosowania jej w badaniach samolotów.

Wykonano cztery sesje na symulatorze lotu AW169 *Flight and Navigation Procedures Trainer* (FNPT), z których każda obejmowała briefing przedlotowy, omówienie po locie oraz analizę danych. Dwie pierwsze sesje przeznaczono na zapoznanie się z metodyką prób i szkolenie przed trzecią sesją, podczas której przeprowadzono właściwe testy. Ostatnia sesja posłużyła do walidacji wyników uzyskanych wcześniej.

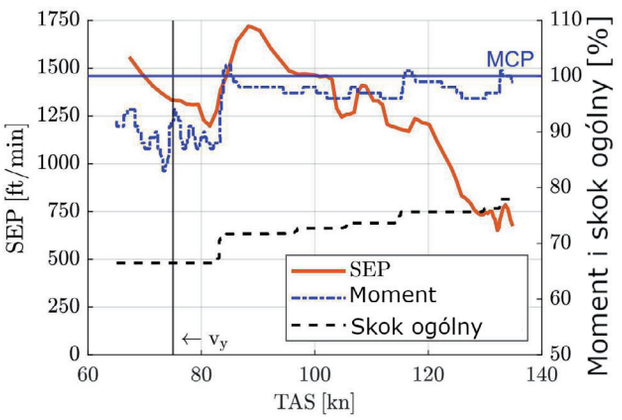
Ponieważ dla śmigłowców nie definiuje się prędkości przeciągnięcia, zmodyfikowano metodykę stosowaną w samolotach, narzucając umowną wartość prędkości początkowej. Z uwagi na przejściowe zmiany prędkości obrotowej wirnika głównego oraz konieczność wykonania rozpędzania przy stałej prędkości obrotowej wirnika, minimalną prędkość lotu ustalono na 60 kn. Wybór ten nie wpływa na poprawność wyników, a jedynie na zakres prędkości, dla którego określany jest SEP. Metodyka badań wymaga zakończenia rozpędzania w chwili ustabilizowania maksymalnej prędkości w locie poziomym. Ponieważ celem symulacji była analiza wykonalności, a nie wyznaczenie pełnej obwiedni SEP, rozpędzanie przerywano, gdy przyspieszenie spadało poniżej 10 kn/min, co pozwoliło istotnie skrócić czas badań. W związku z tym nie osiągnięto prędkości *VH*.



Ryc. 2. Krzywe SEP jako funkcja rzeczywistej prędkości lotu (TAS)

Próby przeprowadzono dla trzech różnych wartości $W/\sigma n^2$) z tolerancją ±25 kg (typowa maksymalna masa startowa AW169 wynosi 4600–4800 kg). Na podstawie sygnałów rejestrowanych przez system FTI podczas lotu zastosowano specjalną procedurę analizy danych w celu wyznaczenia SEP w funkcji prędkości lotu. Wysokość energetyczną E_h obliczono zgodnie z [1] i poddano filtracji w celu ograniczenia niefizycznych pików w przebiegu SEP, który wyznaczano jako pochodną czasową dE_h/dt. Uzyskane krzywe SEP przedstawiono na rysunku 2. Podane w pracy wartości $W/(\sigma n^2)$ zostały znormalizowane w odniesieniu do umownie przyjętej referencyjnej masy całkowitej. Okazało się, że przebieg SEP różni się od oczekiwanego i wykazuje wyraźnie nieregularny charakter.

Porównując krzywe SEP, momentu obrotowego i położenia dźwigni skoku ogólnego, jak pokazano na rysunku 3, dla $W/(\sigma n^2) = 0{,}6$ można wysnuć kilka interesujących wniosków. Przykładowo, zauważono, że ustawienie maksymalnej mocy ciągłej (MCP) nie zostało osiągnięte w całym przebiegu rozpędzania, jak można by się tego spodziewać po typowym samolocie. Jest to efekt odmiennej logiki sterowania w śmigłowcach. W rzeczywistości, aby utrzymać przyspieszenie w locie poziomym przy stałej wartości mocy, musi być stosowane zarówno sterowanie dźwignią skoku ogólnego, jak i drążkiem cyklicznym. Szybkie podniesienie dźwigni skoku ogólnego do 100% (co odpowiadałoby MCP) nie pozwala na utrzymanie wysokości przy użyciu samego drążka cyklicznego. Dlatego konieczne okazało się pogodzenie utrzymania MCP z zachowaniem stałej wysokości lotu. Zostało to osiągnięte poprzez stopniowe zwiększanie położenia dźwigni skoku ogólnego.

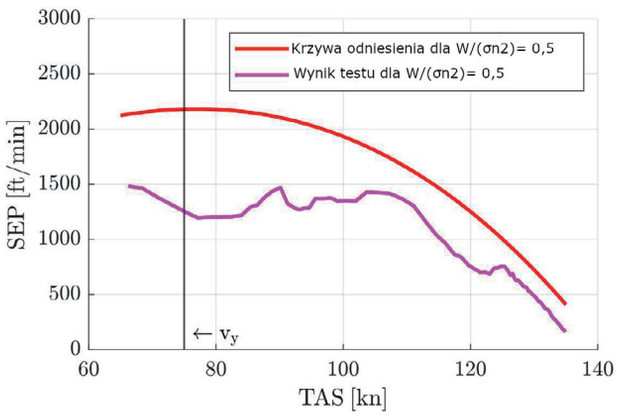


Ryc. 3. SEP, moment obrotowy i skok ogólny jako funkcja TAS przy $W/(\sigma n^2) = 0{,}6$

Co więcej, każda znacząca zmiana położenia dźwigni skoku ogólnego wiąże się ze znaczną zmianą momentu obrotowego. Zwiększenie skoku powoduje spadek prędkości obrotowej wirnika (ze względu na większy opór łopat), co jest automatycznie kompensowane wzrostem mocy sterowanym przez silnik w celu utrzymania stałej prędkości wirnika.

Mając na względzie fakt, że moc jest wprost proporcjonalna do momentu obrotowego, można wyjaśnić, w jaki sposób sterowanie dźwignią skoku ogólnego wpływa na moment obrotowy. Ponadto moment ten maleje wraz ze wzrostem prędkości lotu, nawet gdy pozycja dźwigni skoku ogólnego pozostaje stała. Moment obrotowy równoważy także siła nośna działająca na stateczniku pionowym, co wyjaśnia takie zachowanie maszyny. Podczas rozpędzania wzrost prędkości lotu powoduje wzrost siły nośnej na stateczniku pionowym, co generuje większy moment przeciwdziałający momentowi obrotowemu. W konsekwencji rejestrowany moment obrotowy maleje wraz ze wzrostem prędkości przy stałym położeniu dźwigni skoku ogólnego.

Z przyczyn opisanych powyżej moc nie mogła być ustawiona na poziomie MCP (ani żadnym innym stałym poziomie) w całym przebiegu rozpędzania. Mimo to uzyskana krzywa SEP została porównana z krzywą referencyjną dla $W/(\sigma n^2)$ = 0,5, jak pokazano na rysunku 4. Wyraźnie widać, że technika testu przyspieszenia w locie poziomym nie dostarcza dokładnych wyników, ponieważ SEP jest niedoszacowany i różni się pod względem zależności od rzeczywistej prędkości powietrza (TAS).



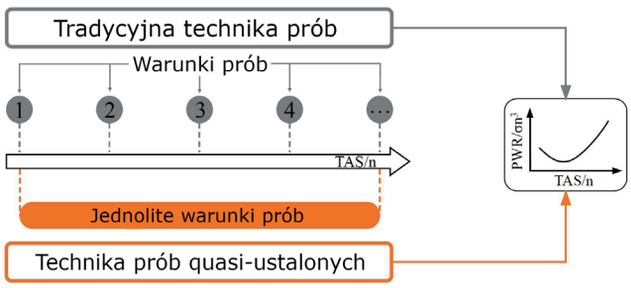
Ryc. 4. Porównanie krzywej referencyjnej SEP w funkcji rzeczywistej prędkości lotu (TAS) z krzywą uzyskaną w teście przyspieszania w locie poziomym dla $W/(\sigma n^2)$ = 0,5

W rezultacie technika próby przyspieszenia w locie poziomym stosowana w samolotach do obliczania SEP nie znajdzie raczej zastosowania w śmigłowcach, a dalsze działania, takie jak obliczanie krzywej mocy, zostały zaniechane.

3. Próba rozpędzania w locie poziomym w warunkach quasiustalonych

Technika badań w stanie ustalonym zapewnia bardzo wysoką dokładność wyników, jednak jest niezwykle czasochłonna. W związku z tym przeanalizowano nową metodologię badań w stanie quasiustalonym, służącą do oceny osiągów śmigłowca w locie poziomym. Schematyczne porównanie obu technik przedstawiono na rysunku 5. W odróżnieniu od techniki badań w stanie ustalonym, która wymaga wielu ustabilizowanych warunków, w nowym podejściu wykonuje się powolne przyspieszanie i hamowanie przy stałej wysokości lotu, aby szybciej pokryć cały zakres prędkości. Dzięki temu skraca się czas i obniża koszty prób w locie, przy jednoczesnym dążeniu do zachowania dokładności wyników.

Na etapie wstępnym przeprowadzono serię prób z wykorzystaniem symulatora lotu AW169, stosując tradycyjne podejście testowe w celu wyznaczenia referencyjnej krzywej mocy. Dodatkowo przeprowadzono kilka prób rozpędzania i hamowania w locie poziomym. Aby możliwie najlepiej przybliżyć warunki ustalone wymagane w klasycznej technice badań, zdecydowano się realizować te przeloty przy najmniejszym osiągalnym przyspieszeniu lub opóźnieniu (zmierzonym na poziomie ±0,20 kn/s). Metodologia ta nie była wcześniej testowana w Leonardo S.p.A., dlatego część badań wstępnych poświęcono opracowaniu specyficznej techniki pilotowania, która umożliwiła uzyskanie wymaganego poziomu dokładności wyników.



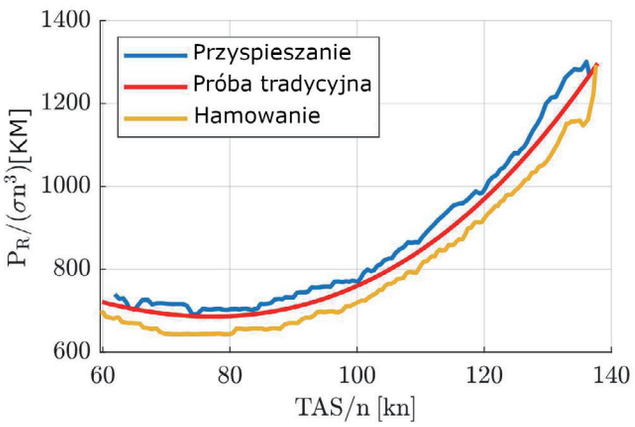
Ryc. 5. Porównanie tradycyjnej (ustalonej) i quasiustalonej metodologii testowania dla zadanej wartości $W/(\sigma n^2)$

Użycie wskaźnika FD (*Flight Director*), w szczególności trybów ALT oraz IAS, okazało się najprostszym sposobem realizacji założeń próby. Tryb ALT utrzymuje zadaną wysokość odniesienia poprzez oddziaływanie na sterowanie skokiem ogólnym, dlatego został on włączony w celu utrzymania docelowej wysokości testowej. Tryb IAS utrzymuje zadaną prędkość przyrządową poprzez oddziaływanie na sterowanie cykliczne. Ponieważ próba polega na przelocie z przyspieszaniem lub hamowaniem prędkości, tryb IAS został wykorzystany w nietypowy i całkowicie nowy sposób, mianowicie nie do utrzymywania stałej prędkości, lecz do przyspieszenia czy opóźnienia. W tym celu pilot operował przyciskiem trymera typu „beep", umieszczonym na drążku sterowania cyklicznego, który może być wychylany w górę lub w dół w zależności od potrzeby zwiększenia lub zmniejszenia zadanej prędkości odniesienia. Poprzez systematyczne zwiększanie (względnie zmniejszanie) wartości prędkości odniesienia w trybie IAS uzyskano w przybliżeniu stałe przyspieszenie. Loty testowe realizowano w zakresie prędkości od 45 KIAS do około V_H, przy czym ustabilizowane były jedynie warunki początkowe i końcowe. Takie ustabilizowane punkty narzucono w celu zapewnienia rozpoczęcia i zakończenia próby w stanie zbliżonym do idealnego (tj. jednominutowy stan ustalony, wymagany w tradycyjnej technice badań). Aby zapewnić w przybliżeniu stałą wartość parametru $W/(\sigma n^2)$ = 0,5, w analizie wykorzystano wyłącznie dane odpowiadające stałej prędkości obrotowej wirnika nośnego, czyli prędkości powyżej 60 kn. Inżynier prób w locie obliczał docelową wysokość ciśnieniową podczas lotu, tak aby lot odbywał się przy zadanym $W/(\sigma n^2)$, określonym na etapie planowania. Dopuszczono tolerancję +/-25 kg dla parametru $W/(\sigma n^2)$ = 0,5. Rejestracja pełnych danych z przebiegu próby jest kluczowa, ponieważ procedura ich analizy wymaga uwzględnienia kompletnych przebiegów czasowych.

Rejestrowane parametry to głównie:

- prędkość przyrządowa (IAS),
- wysokość ciśnieniowa,
- temperatura powietrza zewnętrznego (OAT),
- moment obrotowy silnika,
- prędkość obrotowa wirnika nośnego,
- pozostała ilość paliwa,
- czas trwania próby.

Procedura analizy danych stosowana w tradycyjnej technice badań w stanie ustalonym została zaadaptowana do techniki z przyspieszaniem i hamowaniem prędkości, przy zachowaniu niezmienionej postaci analizy matematycznej. Na podstawie przelotów z powolną zmianą prędkości wyznaczono krzywe zapotrzebowania mocy, które następnie porównano z krzywą referencyjną. Pierwszym istotnym wynikiem był wpływ przyspieszenia na przebieg krzywej mocy. Krzywa ta uzyskana podczas przelotu z przyspieszaniem okazała się zawyżona, natomiast krzywa mocy z hamowania prędkości była zaniżona w porównaniu z referencyjną wartością, co przedstawiono na rysunku 6.

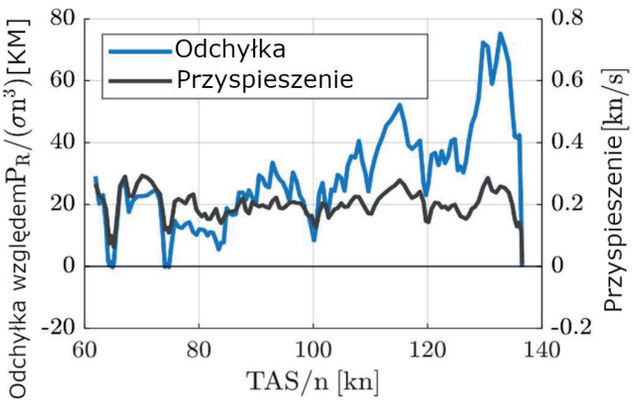


Ryc. 6. Porównanie krzywych mocy dla przyspieszania i hamowania dla $W/(\sigma n^2)$ = 0,5

Ponadto wyznaczono odchyłkę jako różnicę pomiędzy krzywą mocy uzyskaną metodą quasiustaloną a referencyjną krzywą mocy PWR. Należy podkreślić, że odchyłki tej nie należy interpretować jako rzeczywistego błędu, ponieważ jest ona obliczana na podstawie danych eksperymentalnych, które z natury obarczone są niepewnością pomiarową. Jak przedstawiono na rysunku 7, dla przelotu z przyspieszaniem przebieg odchyłki jest bardzo zbliżony do krzywej przebiegu przyspieszenia, co wskazuje na bezpośredni wpływ wartości przyspieszenia na dokładność wyników. Każda zmiana prędkości postępowej, stanowiąca odstępstwo od idealnego warunku próby, powoduje odchylenie wyznaczonej krzywej mocy od krzywej referencyjnej.

Zerowa odchyłka została uzyskana przy prędkości V_H, gdzie przyspieszenie/hamowanie prędkości dąży do zera w wyniku stabilizacji lotu. Ponieważ minimalna testowana prędkość wynosiła 45 KIAS, a analiza obejmowała dane powyżej 60 KIAS, przyspieszenie nie było zerowe przy minimalnej uogólnionej prędkości pokazanej na wykresach. Dodatkowo, choć przyspieszenie było w przybliżeniu stałe w trakcie próby, wartość odchyłki wzrosła wraz ze wzrostem v/n. Uśrednienie krzywych mocy uzyskanych podczas przyspieszania i hamowania prędkości znacząco zmniejszało odchyłkę, co potwierdza skuteczność tej metody jako narzędzia matematycznego do uzyskania wiarygodnych wyników.

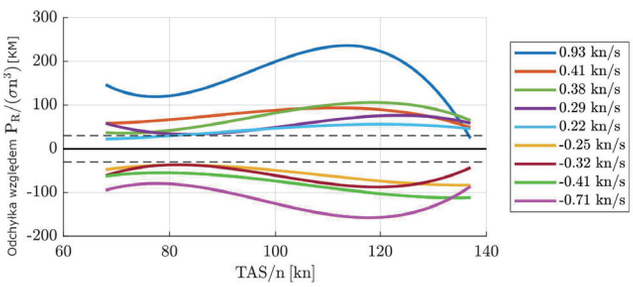
Szacunkowo czas lotu wymagany do realizacji testów metodą quasiustaloną przy średnim przyspieszeniu/opóźnieniu ±0,20 kn/s wynosił około 12 min, podczas gdy testy tradycyjne trwały średnio **48 min**. Wraz ze wzrostem wartości średniego przyspieszenia/opóźnienia wzrosła efektywność czasowa testów.



Ryc. 7. Przebieg uogólnionej odchyłki mocy i przyspieszenia w zależności od uogólnionej prędkości postępowej

W dalszych próbach badano wpływ wyższych wartości przyspieszenia/opóźnienia (±0,20 – ±1,00 kn/s) przy $W/(\sigma\, n^2)$ = 0,5 na odchyłkę krzywej mocy względem referencyjnej, przy zachowaniu tej samej referencyjnej krzywej mocy uzyskanej dla czterech ustabilizowanych warunków między 60 KIAS a V_H.

Podobnie jak w fazie wstępnej, krzywe mocy uzyskane podczas przelotów z przyspieszaniem systematycznie przeszacowują wymaganą moc, natomiast podczas hamowania prędkości zaniżają ją. Odchyłki względem krzywej referencyjnej przedstawiono na rysunku 8, gdzie linie przerywane oznaczają dopuszczalne minimum i maksimum odchyłki. Limit ten został ustalony na +/-30 shp, aby zapewnić, że wartości odchyłki nie przekroczą 5% w całym zakresie prędkości. Wraz ze wzrostem wartości przyspieszenia lub opóźnienia rośnie również bezwzględna wartość odchyłki.



Ryc. 8. Odchylenie dopasowanych krzywych mocy w funkcji uogólnionej prędkości lotu przy różnych wartościach przyspieszenia

Uśrednienie przebiegów z przyspieszania i hamowania prędkości pozwoliło w ogólności znacząco zmniejszyć odchyłkę. Jednak przy analizie różnych kombinacji przyspieszenia i hamowania prędkości nie zaobserwowano wyraźnego trendu wartości odchyłki. Oznacza to, że choć uśrednianie może ją redukować, nie pozwala na jej bezpośrednią kontrolę. Z tego powodu rozważono alternatywne podejście.

Mając na uwadze fakt, że przyspieszanie/hamowanie prędkości stanowi odejście od idealnego stanu ustalonego, opracowano metodologię mającą na celu ograniczenie

wpływu przyspieszenia/hamowania na wyniki. Wychodząc od definicji SEP, wyprowadzono poniższą zależność:

$$P_R = P_A - W\frac{dh}{dt} - W\frac{V_T}{g}\frac{dV_T}{dt} \quad (4)$$

w myśl której moc można obliczyć jako dostępną moc skorygowaną o moc związaną ze zmianami wysokości $P_{\Delta h}$ i prędkości lotu $P_{\Delta V}$. Są one zdefiniowane jako:

$$P_{\Delta h} = W\frac{dh}{dt} \quad (5)$$

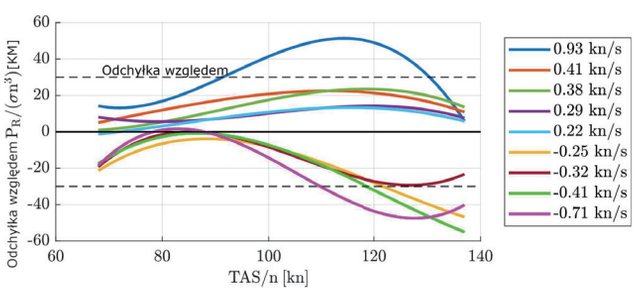
$$P_{\Delta V} = W\frac{V_T}{g}\frac{dV_T}{dt} \quad (6)$$

w taki sposób, że:

$$P_R = P_A - P_{\Delta h} - P_{\Delta V} \quad (7)$$

Procedura opracowania wyników, standardowo stosowana w firmie Leonardo S.p.A. dla prób w warunkach ustalonych, była wykorzystywana również w przedstawionych tu badaniach. W pierwotnej konfiguracji uwzględnia ona wyłącznie człon korekcyjny mocy $P_{\Delta h}$, ponieważ jest przeznaczona do analizy lotu przy ustalonej prędkości względem powietrza. Ponieważ wpływ przyspieszenia ma kluczowe znaczenie w technice quasiustalonej, procedura analizy danych została zmodyfikowana tak, by móc uwzględnić również moc związaną ze zmianami prędkości $P_{\Delta V}$. Wartości odchyłek mocy względem krzywej referencyjnej uzyskane przy użyciu nowego podejścia przedstawiono na rysunku 9. Widać wyraźną redukcję odchyłek w porównaniu z wynikami omówionymi wcześniej (rysunek 8). Mimo wprowadzenia składnika korekcyjnego $P_{\Delta v}$, można zaobserwować, że:

1. krzywe mocy dla przelotów z przyspieszaniem są nadal nieco przeszacowane, natomiast dla hamowania prędkości niedoszacowane;
2. przy stałym przyspieszeniu, względnie opóźnieniu, odchyłka na ogół rośnie wraz ze wzrostem prędkości;
3. wraz ze wzrostem wartości przyspieszenia lub opóźnienia wzrasta również odchyłka.



Ryc. 9. Przebieg odchyłki dopasowanej krzywej mocy po korekcie o moc związaną ze zmianami prędkości powietrza $P_{\Delta v}$ w zależności od uogólnionej prędkości lotu

Najbardziej prawdopodobną przyczyną tego zjawiska jest różna pozycja kadłuba śmigłowca (*pitch attitude*) obserwowana podczas testów. Zmiana kąta natarcia wpływa na współczynnik oporu aerodynamicznego śmigłowca, co bezpośrednio oddziałuje na moc oporów lotu, a tym samym na wymaganą moc do lotu przy zadanej prędkości. To zjawisko mogłoby być lepiej widoczne i zrozumiałe dzięki szczegółowej analizie zależności współczynnika oporu od położenia śmigłowca, jednak aspekt ten nie był rozważany w niniejszej pracy.

W rezultacie opracowana procedura lotu wraz z procedurą analizy danych pozwoliła uzyskać dokładne krzywe mocy dla wartości przyspieszenia do 0,41 kn/s, podczas gdy próby wytracania prędkości zazwyczaj przekraczały dopuszczalny zakres odchyłek. Z tego powodu obecna definicja nowej techniki testów w locie nie obejmuje testów hamowania. Dodatkowo, zastosowanie najmniejszej wartości przyspieszenia (0,20 kn/s) jest wystarczające, aby uzyskać istotną oszczędność czasu (z 48 do 6 min), przy jednoczesnym wytworzeniu bardzo małych odchyłek krzywej mocy, co przedstawiono w Tabeli 1. Należy zauważyć, że w odróżnieniu od testów wstępnych, w nowej metodologii wymagany jest sześciominutowy lot testowy, ponieważ obecnie rozpatrywany jest tylko lot z przyspieszaniem.

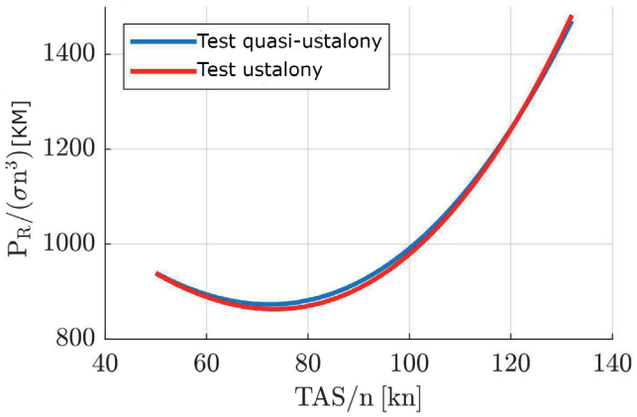
Tabela 1. Podsumowanie kluczowych symulowanych testów przyspieszania

Średnie przyspieszenie [kn/s]	Średnie odchylenie [shp]	Czas trwania testu [min]	Zysk na czasie [%]
0	-	48	-
+0,41	17	3	94
+0,38	15	4	92
+0,29	10	5	90
+0,22	8	6	88

Biorąc pod uwagę obiecujące wyniki uzyskane podczas symulacji lotu, zaplanowano i przeprowadzono sesję prób w locie. Celem było zweryfikowanie poprawności nowej metodologii w rzeczywistych warunkach lotu, gdzie obciążenie pilota zadaniami rośnie wykładniczo ze względu na warunki środowiskowe, ruch lotniczy, hałas itp. Dodatkowo, referencyjna krzywa mocy została wyznaczona przy użyciu techniki testu w stanie ustalonym. Ze względu na dostępność konkretnego egzemplarza testy przeprowadzono na śmigłowcu AW169 i wykonano je w innej konfiguracji od tej stosowanej w testach symulacyjnych. W związku z tym nie można przeprowadzić bezpośredniego porównania krzywych mocy uzyskanych w symulacji i w locie. Można natomiast porównać odchyłki, ponieważ odnoszą się one do odpowiadającej im krzywej referencyjnej. Do analizy zastosowano tę samą procedurę, która została opracowana i dopasowana do testów symulacyjnych. W związku z tym procedura obejmowała zarówno korekty $P_{\Delta h}$, jak i $P_{\Delta V}$ dla testu quasiustalonego, a dla testów w stanie ustalonym jedynie korektę $P_{\Delta h.}$ Porównanie krzywych mocy wyznaczonych za pomocą obu metod przedstawiono na rysunku 10.

Wyniki uzyskane w ramach prób w locie potwierdzają wyniki wstępne uzyskane na symulatorze lotu. Odchyłka wykazuje bardzo podobny przebieg do tego obserwowanego w testach symulacyjnych przy zbliżonej wartości

przyspieszenia, jak przedstawiono na rysunku 11, a jej wartości mieszczą się w dopuszczalnym zakresie +/-30 shp. Podobne średnie odchyłki uzyskano również w analizie zestawionej w Tabeli 2.



Ryc. 10. Porównanie dopasowanych krzywych mocy wyznaczonych podczas testów w locie metodą tradycyjną i quasiustaloną

Wyniki te pokazują, że opracowana metodologia testów quasiustalonych, rozwinięta w kontrolowanym środowisku symulatora, jest również stosowalna w locie i pozwala na dokładne odtworzenie referencyjnej krzywej mocy PWR. Dodatkowo, czas lotu potrzebny do przeprowadzenia testów pozostaje taki sam (6 min), co oznacza znaczącą oszczędność czasu lotu na poziomie 88% w porównaniu z tradycyjną metodologią.

Tabela 2. Porównanie wyników testu symulowanego z wynikami próby w locie

	Średnie przyspieszenie [kn/s]	Średnie odchylenie mocy [shp]
Test symulowany	+0,22	8
Test w locie	+0,23	7

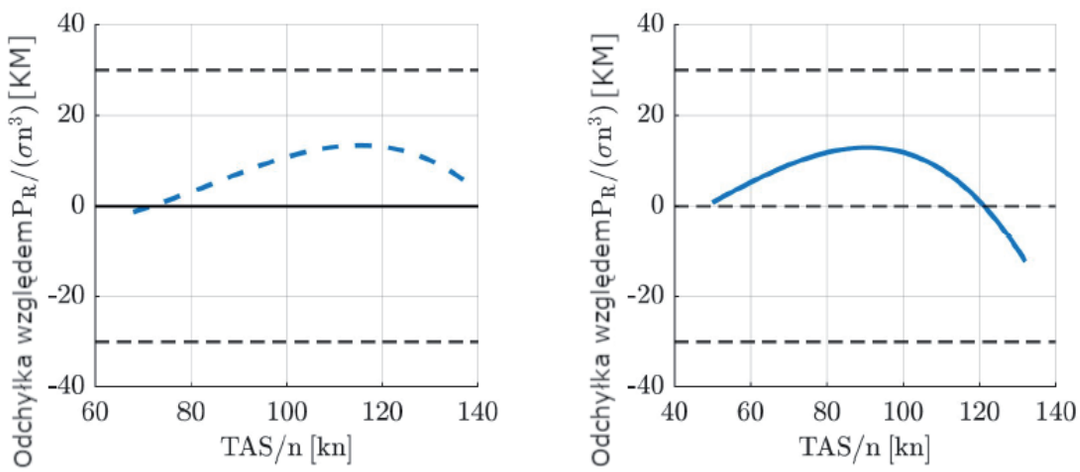
Podobnie jak w przypadku testów symulowanych, dokonano oceny zmienności $W/(\sigma n^2)$ podczas każdego lotu quasiustalonego, a zmiany w granicach ±25 kg uznano za akceptowalne. W rezultacie test również spełnił wymagania dotyczące parametru $W/(\sigma n^2)$.

Kompletny zapis przebiegu próby z wykorzystaniem systemu FTI stanowi kluczowy element proponowanej procedury analizy danych. Procedura ta umożliwia wyznaczanie zależności $PR/(\sigma n^3)$ jako funkcji v_T/n w dowolnej chwili, z uwzględnieniem bieżących zmian wysokości lotu oraz prędkości względem powietrza. W rezultacie próby quasiustalone pozwalają na wyznaczenie ciągłej charakterystyki mocy w całym badanym zakresie prędkości lotu. Z kolei podejście tradycyjne dostarcza wartości $PR/(\sigma n^3)$ wyłącznie dla warunków ustalonych. W praktyce każdy przebieg przyspieszania odpowiada dużej liczbie stanów w przybliżeniu ustalonych, podczas gdy próby prowadzone metodą tradycyjną zapewniają jedynie ograniczoną liczbę takich punktów odniesienia.

W efekcie, w porównaniu z techniką tradycyjną, która wymaga wielokrotnego doprowadzania statku powietrznego do stanu ustalonego, obciążenie pilota jest znacznie mniejsze. Równocześnie zmniejsza się obciążenie inżyniera prób w locie, ponieważ próba realizowana jest na stałej wysokości, a wyznaczanie zmian wysokości niezbędnych do utrzymania stałej wartości $W/(\sigma n^2)$ nie wymaga stosowania procedur iteracyjnych. W rezultacie technika quasiustalona przynosi ogólną redukcję obciążenia załogi.

Wnioski

W celu zwiększenia efektywności kosztowo-czasowej badań osiągów śmigłowca w locie poziomym przeanalizowano dwie alternatywne techniki względem obecnie stosowanej metody prób w stanie ustalonym. Technika próby przyspieszenia w locie poziomym, zapożyczona z badań samolotów, nie zapewniła wystarczającej dokładności wyników.



Ryc. 11. Odchyłka krzywej mocy quasiustalonej względem krzywej w stanie ustalonym (lewa strona: test symulowany przy 0,22 kn/s; prawa strona: test w locie przy 0,23 kn/s)

Główną przyczyną jest tu odmienna aeromechanika oraz logika sterowania śmigłowcem. W związku z tym technika ta nie wydaje się efektywna i polecana.

Nowa metodyka quasiustalona polega na powolnym rozpędzaniu śmigłowca w locie poziomym, co stanowi przybliżenie wielu ustalonych stanów próbnych wymaganych w klasycznej technice prób w stanie ustalonym. Wykorzystując definicję nadwyżki mocy (SEP), opracowano odpowiednią procedurę analizy danych, która ma na celu ograniczenie wpływu przyspieszenia. Przeprowadzono próby dla różnych wartości przyspieszenia w celu oceny dokładności proponowanej metody. Dla uzyskania najwyższej dokładności zdecydowanie zaleca się stosowanie odpowiednich trybów FD (IAS oraz ALT) oraz stabilizację początkowych i końcowych warunków lotu.

W odróżnieniu od podejścia tradycyjnego, które dostarcza uogólnionych wartości mocy jedynie dla poszczególnych stanów ustalonych, metodyka quasiustalona pozwala na wyznaczenie ciągłej charakterystyki mocy. Dodatkowo obciążenie pilota podczas prób quasiustalonych jest znacznie mniejsze w porównaniu z próbami ustalonymi. Ponieważ procedura prób ustalonych jest czasochłonna, badania osiągów są zazwyczaj realizowane w specjalnie przeznaczonych do tego lotach. Natomiast podejście quasiustalone jest wyjątkowo efektywne pod względem kosztów i czasu, w związku z czym może być przeprowadzane w trakcie przelotów do lub z rejonu prób w ramach innych lotów badawczych.

Proponowana metodyka quasiustalona mogłaby być początkowo stosowana do oceny wpływu instalacji nowych zespołów wyposażenia na osiągi śmigłowca, ponieważ umożliwia porównanie charakterystyk mocy wyznaczonych tą samą metodologią. Następnie, w celu dalszego dopracowania metodyki i oceny jej uniwersalności zaleca się przeprowadzenie bardziej intensywnych prób przy różnych wartościach uogólnionej masy na różnych modelach śmigłowców. Ostatecznie technika ta może zostać wdrożona do wyznaczania charakterystyk mocy dla nowych modeli śmigłowców i odegrać kluczową rolę w definiowaniu ich osiągów w przyszłości.

Dalsze kierunki rozwoju obejmują analizę wpływu kąta pochylenia podłużnego śmigłowca na resztkowe odchylenia charakterystyki mocy. Interesujące może być także zbadanie wpływu akwizycji danych przy niskiej częstotliwości próbkowania, z myślą o rozszerzeniu metodyki na śmigłowce produkcyjne, które nie są wyposażone w specjalistyczny system instrumentów pomiarowych do prób w locie.

Bibliografia:

[1] Flight test manual no. 108 - Fixed-wing performance. U.S. Naval Test Pilot School, 1992. https://www.scribd.com/document/118598616/USNTPS-FTM-108.

[2] Wayne M. Olson. (2000). *Aircraft performance flight testing. Technical information handbook*. Air Force flight test center, Edwards Air Force base, California.

FARADA

POLITECHNIKA LUBELSKA



FARADA GROUP

podjęła współpracę

z POLITECHNIKĄ LUBELSKĄ

farada.eu

Próby w locie samolotu Aero L-39 Skyfox

Hynek Pokorny
inżynier prób w locie, Aero Vodochody, Czechy

Streszczenie
W artykule opisano próby w locie nowego samolotu Aero L-39 Skyfox. Przedstawiono program prób, a także wyposażenie pokładowe służące do pomiarów parametrów lotu. Zawarto problematykę badań w locie oraz omówiono działanie poszczególnych podzespołów: układu napędowego, systemu podtrzymania życia, uzbrojenia podwieszanego oraz awioniki.

Słowa kluczowe: *próby w locie, Aero Vodochody, L-39 Skyfox*

Wprowadzenie

Testy w locie to kluczowy etap w rozwoju nowego samolotu. Często zdarza się, że są one niedoceniane i postrzegane jako uciążliwy etap, który przeprowadza się wyłącznie w celu spełnienia wymagań certyfikacyjnych. Jednak to właśnie na tym etapie często wykrywane są poważne usterki w konstrukcji, co skłania twórców samolotu do przeprojektowania konkretnego systemu lub wdrożenia kompensacji aerodynamicznej. Im większy nacisk kładzie się na bezpieczeństwo lotów, tym więcej przepisów wprowadza się w lotnictwie. W efekcie skutkuje to coraz intensywniejszymi testami.

W pierwszych latach rozwoju lotnictwa, jeśli nowo skonstruowany samolot latał i lądował bez uszkodzeń i obrażeń pilota, uznawano go za udany. Wkrótce koniecznym okazało się udokumentowanie osiągów samolotu. Miało to zapewnić jego sukces komercyjny i ocenić właściwości lotne, czyli dać gwarancję, że przeciętny pilot będzie w stanie nim sterować. Niebawem zostało to uregulowane dzięki ustanowieniu norm bezpieczeństwa przez pierwsze władze lokalne (Anglia 1911 – Ustawa o nawigacji lotniczej (*Aerial Navigation Act*)).

Samolot L-39NG został certyfikowany zgodnie z nowymi ramami EMACC, które pozwalają na dostosowanie podstawy certyfikacji zarówno do przepisów cywilnych, EASA CS-23, jak i norm wojskowych DEF STAN 00-970.

Nawet dziś w niektórych gałęziach lotnictwa osiągi w locie mierzy się stoperem i przyrządami pokładowymi, właściwości lotne ocenia się na podstawie raportów pilota, a testowanie systemów pokładowych nie jest konieczne, ponieważ nie ma systemów wartych testowania. Zazwyczaj w takim przypadku właściciel jest jednocześnie pilotem doświadczalnym, a czasem również konstruktorem samolotu. Z zupełnie odmienną sytuacją mamy do czynienia przy samolotach cywilnych lub wojskowych, projektowanych, budowanych i testowanych przez zespoły inżynierów. Miałem okazję osobiście uczestniczyć w testach certyfikacyjnych samolotu L-39 Skyfox, stąd też wszystkie zawarte poniżej informacje będą odnosić się do tego samolotu.

System akwizycji danych pomiarowych

Na potrzeby certyfikacji zbudowano dwa prototypy, oba wyposażone w system akwizycji danych Curtiss–Wright Acra KAM-500. Jest to rozwiązanie zdecentralizowane, składające się z wielu bloków zlokalizowanych w kadłubie, połączonych ze sobą siecią Ethernet. Każdy blok wyposażony jest w szereg kart pomiarowych, które są dobierane w zależności od celu testu. Do badań w locie samolotu L-39 Skyfox wykorzystano karty napięciowe 10 i 40 V, karty dla mostków tensometrycznych, dla czujników drgań, termopar, częstotliwości, sygnałów binarnych, a także do odczytu magistrali ARINC 429 i MIL-STD-1553 oraz magistrali szeregowej RS 232. Dane są następnie zapisywane na karcie pamięci w samodzielnym rejestratorze danych lotu. Znajduje się on w przedniej części kadłuba. Synchronizację czasu i parametrów położenia zapewnia pokładowy system GNSS.

Własności lotne

Testy nowego samolotu warto rozpocząć od sprawdzenia jego własności lotnych. Jeśli są dobre, sprawiają, że samolot cieszy się popularnością wśród pilotów, a to stanowi podstawę potencjalnego sukcesu rynkowego. Największym wyzwaniem w projekcie L-39 Skyfox było zapewnienie dobrych właściwości pilotażowych przy prędkościach od 100 do 490 węzłów. L-39 Skyfox to samolot sterowany bezpośrednio, w którym sterowanie odbywa się za pomocą drążków nawigujących, a siły na sterach wspomagane są siłownikami elektrycznymi. To rozwiązanie wybrano w celu poprawy sterowności i właściwości pilotażowych starszego modelu L-39 Albatros.

Badanie własności lotnych ma na celu sprawdzenie, czy samolot może być bezpiecznie i skutecznie nawigowany w całym zakresie jego możliwości operacyjnych. Ocena obejmuje sterowność we wszystkich fazach lotu, a także możliwość wyważenia, stabilność statyczną i dynamiczną, ostrzeganie przed przeciągnięciem oraz charakterystykę aerodynamiczną przy dużych prędkościach. Testy przeprowadza się z wykorzystaniem przyrządów pokładowych i oceny pilotów, często dokonywanej w oparciu o standardowe skale ocen. Samolot musi przewidywalnie reagować na polecenia sterujące, mieć określone akceptowalne obciążenie pilota oraz dawać pewność bezpiecznego zachowania zarówno w warunkach normalnych, jak i awaryjnych. Wymagania te gwarantują, że samolot nadaje się do obsługi przez przeciętnego pilota bez konieczności wkładania wielkiego wysiłku i posiadania wyjątkowych umiejętności.



Ryc. 1. Zaburzenia przepływu na powierzchniach aerodynamicznych samolotu Aero L-39 Skyfox powstałe wskutek przeniesienia zbiorników paliwa na końcówki skrzydeł. Wizualizacja przy użyciu nitek bawełnianych

Rycina 1 przedstawia próbę, w trakcie której weryfikowano skutki przeniesienia zbiorników paliwa na końcówki skrzydeł. Na fotografiach widać zaburzenia przepływu na poszczególnych powierzchniach aerodynamicznych samolotu, wizualizowane przy użyciu nitek bawełnianych.

Osiągi w locie

Osiągi w locie stanowią integralną część charakterystyki aerodynamicznej samolotu. Przeprowadzenie sprawdzających je testów jest obowiązkowe, ponieważ wyniki osiągów są częścią instrukcji użytkowania w locie.

Testy osiągów w locie przeprowadza się w celu weryfikacji, czy samolot spełnia deklarowane zdolności operacyjne w całym zakresie lotu. Obejmują one pomiary i walidację kluczowych parametrów, takich jak długość startu i lądowania, prędkość wznoszenia przy różnej prędkości postępowej na różnych poziomach lotu, prędkość maksymalną i przelotową na różnych poziomach lotu, pułap, zasięg maksymalny oraz zużycie paliwa w funkcji prędkości lotu na wszystkich poziomach lotu. Testy wykonuje się w różnych warunkach obciążenia i scenariuszach środowiskowych. Ma to na celu zapewnienie zgodności z kryteriami osiągów określonymi w podstawie certyfikacji, która w przypadku L-39 Skyfox opiera się głównie na przepisach CS-23. Dane są gromadzone za pomocą jednostki akwizycji danych i weryfikowane na podstawie przewidywań analitycznych. Wyniki muszą wykazać, że samolot działa niezawodnie i spójnie w określonych granicach, zapewniając zarówno efektywność operacyjną, jak i zgodność z przepisami.



Ryc. 2. Oprzyrządowanie do pomiaru pola ciśnienia w sprężarce silnika podczas prób w locie

Zespół napędowy

Sercem samolotu jest silnik FJ44-4M firmy Williams. Maksymalny ciąg wynosi 16 kN, czyli nieco więcej niż w starszym silniku AI-25 samolotu L-39 Albatros. W przeciwieństwie do starszej konstrukcji, obecny silnik jest znacznie bardziej wydajny i osiąga lepszą dynamikę przyspieszania. Silnik jest sterowany systemem FADEC (*Full Authority Digital Engine Control*), co również stanowi istotne udoskonalenie w stosunku do starszej wersji. Silnik ten pochodzi z rynku cywilnego, konieczne były zatem jego liczne modyfikacje, by mógł zostać wykorzystany w samolotach wojskowych. Najważniejszą ze zmian było dodanie funkcjonalności lotu odwróconego.

Silnik został wyposażony w aparaturę do pomiaru podstawowych parametrów (obrotów sprężarki niskiego i wysokiego ciśnienia, temperatury międzystopniowej turbiny), a także do przeprowadzania testów integracyjnych. Do pomiaru pola ciśnienia na wlocie zastosowano czujniki przedstawione na rycinie 2. Dodatkowo zastosowano czujniki drgań konstrukcji mocującej silnik w kadłubie. W locie testowano również zachowanie w stanach nieustalonych, przy rozpędzaniu, a także podczas ponownego uruchamiania silnika.

System ratunkowy

L-39 Skyfox jest wyposażony w fotel wyrzucany Martin Baker Mk. 16, a bezpieczne katapultowanie jest zapewnione poprzez skruszenie osłony kabiny. Testy katapultowe, podobnie jak testy pękania osłony, zostały przeprowadzone przez producenta. Dział prób w locie firmy Aero jest odpowiedzialny za naziemną weryfikację prześwitu drogi ewakuacyjnej. Polega ona na podnoszeniu fotela za pomocą dźwigu, podczas gdy porusza się on wzdłuż szyny nośnej. W ciągu ostatnich 40 lat w firmie Aero przeprowadzono testy krajowych foteli katapultowych, opracowanych w instytucie badawczym VZLÚ Aerospace we współpracy z Aero Vodochody, na starszych modelach L-39, L-59 i L-159. Testy te obejmowały próby katapultowania awaryjnego oraz separacji osłony zarówno na ziemi, jak i w locie. Rycina 3 przedstawia moment wyrzucenia fotela z kabiny podczas testów naziemnych.

Awionika

System awioniczny samolotu opiera się na przetwarzaniu cyfrowym. Komputer pokładowy ADC-39 (*Air Data Computer*) oblicza prędkość i wysokość na podstawie ciśnienia statycznego i całkowitego, system odniesienia wysokości i kursu (AHRS) oblicza kąty położenia (przechylenie, pochylenie i odchylenie) za pomocą żyroskopów bezwładnościowych, akcelerometrów i czujnika magnetycznego, które są stale skorelowane z danymi GPS lub mogą działać wyłącznie w trybie bezwładnościowym. System ADAHRS (*Air Data, Attitude and Heading Reference System*) stanowi rezerwę dla systemu podstawowego AHRS. Dane są wyświetlane pilotowi na PFD i MFD (*Primary and Multifunction Flight Display*), a także na wyświetlaczu HUD.

Testy naziemne, a także próby w locie dowiodły, że wszystkie wyświetlane dane są prawdziwe i spójne w czasie. Począwszy od wychylenia siłowników trymera, danych aerodynamicznych, danych silnika, aż po położenie względem radiolatarni VOR/DME. Kolejną częścią testów jest badanie EMC (kompatybilność elektromagnetyczna), co oznacza, że żaden system w samolocie nie będzie miał wpływu na inny. Nie może się zdarzyć, że pompa paliwa zakłóci częstotliwość radiową lub łącza danych. Duży wysiłek włożono również w testowanie algorytmów, w których sprawdza się, czy dane wejściowe z czujników spowodują określone ostrzeżenie/przestrogę w określonym czasie. Symulacja sygnałów wejściowych jest częściowo wykonywana za pomocą symulatora komputerowego, a częściowo może być realizowana poprzez zastąpienie danych z czujników rzeczywistymi sygnałami symulowanymi elektrycznie (zwarcie, napięcie, rezystancja).



Ryc. 3. Próba naziemna fotela katapultowanego VS-20 w samolocie Aero L-159

System podtrzymania życia

Aero L-39 Skyfox, podobnie jak L-39 Albatros, jest samolotem z miejscami siedzącymi dla pilotów w układzie tandem oraz z kabiną ciśnieniową. Dla zyskania lepszej widoczności tylne siedzenie zostało podniesione. Kabina jest ciśnieniowa, od 8000 stóp aż do pułapu (38000 stóp), a regulator działa na zasadzie pneumo-mechanicznej. Charakterystyka regulacji została przetestowana podczas ustalonego wznoszenia i zniżania, w czasie lotu poziomego na różnych poziomach, a także podczas stromego zniżania. Wyposażenie pilota zawiera maskę tlenową Gentex MBU-20 i spodnie antygrawitacyjne Survitec Skeletal. Oba elementy są obowiązkowe dla każdego lotu i zasilane z pokładowego systemu generowania tlenu (OBOGS), który dostarcza mieszankę gazów oddechowych nie tylko do maski, ale także napełnia spodnie do żądanego ciśnienia. Przeprowadzono testy w celu sprawdzenia stężenia tlenu w mieszance, a także ciśnienia w komorze maski. Ciśnienie parcjalne tlenu musi być wyższe niż 0,21 kPa, aby uniknąć niedotlenienia pilota, a stężenie nie może przekraczać 60%, aby ograniczyć atelektazję przyspieszeniową. Jest to system generowania tlenu na żądanie, w którym ciśnienie w komorze maski musi pozostać dodatnie do momentu osiągnięcia określonego przepływu, co również zostało przetestowane.

Rycina 4 przedstawia pilota w kombinezonie podłączonym do systemu podtrzymywania życia.



Ryc. 4. System podtrzymywania życia w samolocie Aero L-39 Skyfox podczas testów z udziałem pilota doświadczalnego

Uzbrojenie

Chociaż Skyfox został zaprojektowany przede wszystkim jako samolot szkoleniowy, w celach ćwiczeniowych zdolny jest do przenoszenia bomb i rakiet niekierowanych, a także karabinu maszynowego. Testy integracyjne rozpoczęły się od prób separacji (zrzut bomb, odpalenie pocisków rakietowych), aby dać pewność, że ładunek oddziela się swobodnie od samolotu, nie powodując niepożądanych zakłóceń w samolocie lub możliwych uszkodzeń płatowca. Największym problemem w tych testach jest zazwyczaj upuszczenie pustego zbiornika paliwa, który jest ciałem aerodynamicznym o dużym stosunku siły nośnej do masy, co może powodować unoszenie w polu ciśnienia wokół skrzydła i potencjalną kolizję (ryc. 5).

Testy w locie poprzedzono analizą CFD w celu oszacowania oczekiwanego zachowania i ustalenia granic obwiedni separacji. Podczas testów samolot wyposażono w kamery (ryc. 6), a przebieg próby dodatkowo rejestrował kamerzysta



Ryc. 5. Próba separacji opróżnionego zbiornika paliwa w locie



Ryc. 6. Kamera zainstalowana pod kadłubem samolotu



Ryc. 7. Moment odpalenia pocisku rakietowego w trakcie prób prototypu Aero L-39 Skyfox

lecący w samolocie towarzyszącym. Następnie rzeczywista trajektoria wyodrębniona z kamer była porównywana z trajektorią obliczoną w celu weryfikacji wyników CFD.

Do prawidłowego celowania broni wykorzystywany jest komputer balistyczny, który integruje krzywe balistyczne broni z danymi lotniczymi i kątami położenia samolotu. W obecnym stanie rozwoju testowano tryb CCIP do zrzutu bomb i rakiet. Testy obejmowały wielokrotne powtarzanie profilu zrzutu w celu uzyskania wyników statystycznych, a także zrzuty w różnych profilach, aby zapewnić poprawność obliczeń w całym zakresie zrzutu. Rycina 7 przedstawia samolot w trakcie prób odpalenia pocisków rakietowych, zaś na rycinie 8 widać moduł manipulatora do oznaczania punktów testowych, połączonego z komputerem balistycznym.

Podsumowanie

W artykule opisano dotychczas przeprowadzone testy w locie samolotu Aero L-39 Skyfox. Prace nad projektem rozwojowym L-39 Skyfox będą kontynuowane, dopóki nie zostanie ukończony pełny program prób w locie. W przypadku testowania samolotu o złożonej konstrukcji, zawierającej wiele systemów pokładowych, zakres prac w ramach prób w locie jest bardzo różnorodny, ale niezależnie od tego, samolot musi przede wszystkim dobrze i bezpiecznie latać. Dlatego też właściwości lotne oraz osiągi są kluczowe i wymagają najwięcej uwagi.



Ryc. 8. Manipulator oznaczania punktów testowych w kabinie samolotu Aero L-39 Skyfox

Platforma treningowa L-39 Skyfox jako ekonomiczny system szkolenia pilotów samolotów odrzutowych

Ondřej Koukol, Hynek Pokorny,
Aero Vodochody, Czechy

Streszczenie
W artykule opisano platformę treningową dla pilotów samolotów szkolno-bojowych opracowaną i wdrożoną w Aero Vodochody w Czechach. Platforma bazuje na nowoczesnych podsystemach cyfrowych. Całość składa się z segmentu naziemnego, trenażera stacjonarnego, pełnego symulatora misji oraz segmentu pokładowego do szkolenia w powietrzu. Zarysowano perspektywy rozwoju platform treningowych dla kadetów szkolonych na pilotów wojskowych.

Słowa kluczowe: *samolot szkolno-bojowy, platforma treningowa, symulator, szkolenie lotnicze*

Wprowadzenie

Nowoczesne samoloty szkolno-bojowe stanowią złożone systemy, których pilotowanie jest zadaniem trudnym i wymaga długotrwałego, kosztownego szkolenia. W celu optymalizacji i podniesienia efektywności procesu szkolenia przyszłych pilotów producenci samolotów szkolno-bojowych tworzą specjalne systemy szkolenia naziemnego oraz symulatory lotu. Kompleksowy System Szkoleniowy L-39 Skyfox reprezentuje najnowszą generację platform szkoleniowych firmy AERO Vodochody AEROSPACE. Zaprojektowany z myślą o całym procesie szkolenia pilotów – od pierwszego lotu do zaawansowanych faz – łączy w sobie doskonałe właściwości pilotażowe z wysokim bezpieczeństwem, niezawodnością i wyjątkowo niskimi wymaganiami konserwacyjnymi. Twórcy systemu kładą silny nacisk na lepszą świadomość sytuacyjną pilotów, integrację danych, działanie w sytuacji walki, planowanie misji oraz interfejs człowiek–maszyna nowej generacji. Wszystko to zapewnia kadetom pełne przygotowanie do przejścia do nowoczesnych myśliwców czwartej i piątej generacji.

Zintegrowany system szkoleniowy (ITS) L-39 Skyfox

Rozwiązanie zintegrowanego systemu szkoleniowego (*Integrated Training System*, ITS) Skyfox opiera się na połączeniu systemów pokładowych, symulatorów naziemnych oraz narzędzi do planowania misji. Skalowalność systemu zapewnia szeroki wachlarz pakietów szkoleniowych dostosowanych do preferencji klienta.

Segment naziemny systemu ITS

Na ziemi kadeci korzystają z szerokiego spektrum narzędzi, od szkoleń komputerowych po symulatory misji, trenażery procedur i stacjonarne trenażery rozszerzonej rzeczywistości wirtualnej. System zarządzania nauczaniem (*Learning Management System*, LMS) w Naziemnym Systemie Szkolenia (*Ground-Based Training System*, GBTS) to specjalistyczna platforma cyfrowa zaprojektowana do dostarczania i śledzenia szkoleń personelu lotniczego na symulatorach naziemnych i modułach szkoleniowych oraz do zarządzania nimi. LMS zapewnia scentralizowaną platformę, na której instruktorzy mogą tworzyć i organizować treści szkoleniowe, w tym kursy teoretyczne, moduły interaktywne oraz ćwiczenia symulatorowe dostosowane do konkretnych wymagań.

Zarządzanie integracją kursów LMS z testami i oceną umożliwia skuteczną weryfikację wiedzy każdego uczestnika szkolenia i osiągnięcie celu kursu. Pozwala to na zarządzanie procesem uczenia się poprzez ustalenie warunków dostępu do materiałów edukacyjnych i stworzenie spersonalizowanych ścieżek nauczania w oparciu o ocenę wiedzy każdego użytkownika.

Trenażer stacjonarny (DTT)

DTT to komputerowy symulator częściowych zadań w czasie rzeczywistym, zaprojektowany specjalnie do zaznajomienia się z kokpitem i awioniką oraz do podstawowego szkolenia w zakresie obsługi uzbrojenia. Narzędzie to zawiera kompleksowe symulacje systemów, awioniki i uzbrojenia samolotu. Piloci mogą obsługiwać przyciski i przełączniki na ekranie za pomocą monitora dotykowego lub poprzez odpowiednie ustawienie i kliknięcie kursora myszy. Wyświetlacze reagują dynamicznie, odzwierciedlając zachowanie rzeczywistego samolotu. Symulator odtwarza również dźwięki maszyny i uzbrojenia, w tym hałas silników, odgłosy aerodynamiczne i sygnały dźwiękowe odpalania broni, co zwiększa realizm szkolenia (ryc. 1).

Szkolenie proceduralne w kokpicie

Trenażer procedur kokpitu (*Cockpit Procedure Trainer*, CPT) jest niezbędnym narzędziem do szkolenia pośredniego



Ryc. 1. System trenażera stacjonarnego



Ryc. 2. Trenażer proceduralny w kokpicie

w dywizjonach. Został zaprojektowany specjalnie w celu zapoznania pilotów z elementami sterowania, przełącznikami i kluczowymi procedurami obowiązującymi podczas obsługi samolotu. CPT zapewnia realistyczne środowisko, w którym piloci mogą ćwiczyć i doskonalić swoje umiejętności. Umożliwia to pilotom osiągnięcie biegłości w procedurach normalnych i awaryjnych oraz w lotach według wskazań przyrządów (ryc. 2).

To rozwiązanie szkoleniowe pozwala na wykonywanie kompletnych symulowanych misji – od startu do lądowania, oferując kompleksowe możliwości ćwiczenia. CPT został zaprojektowany do pracy w standardowym środowisku biurowym, dzięki czemu jest łatwy w transporcie i wygodny do użycia w różnych warunkach.

Pełny symulator misji (FMS)

Pełnowymiarowy symulator misji (*Full Mission Simulator*, FMS) dla L-39 Skyfox to zaawansowany system szkoleniowy, zaprojektowany z myślą o kompleksowym szkoleniu pilotów. Umożliwia im zapoznanie się, przećwiczenie i powtórzenie zarówno



Ryc. 3. Symulator misji pełnowymiarowej wraz ze stanowiskiem instruktora

normalnych, jak i awaryjnych procedur obsługi samolotu na ziemi i w locie. System został zaprojektowany tak, aby zapewnić immersyjne i efektywne środowisko szkoleniowe, przygotowując pilotów do efektywnego i szybkiego reagowania podczas rzeczywistych operacji (ryc. 3).

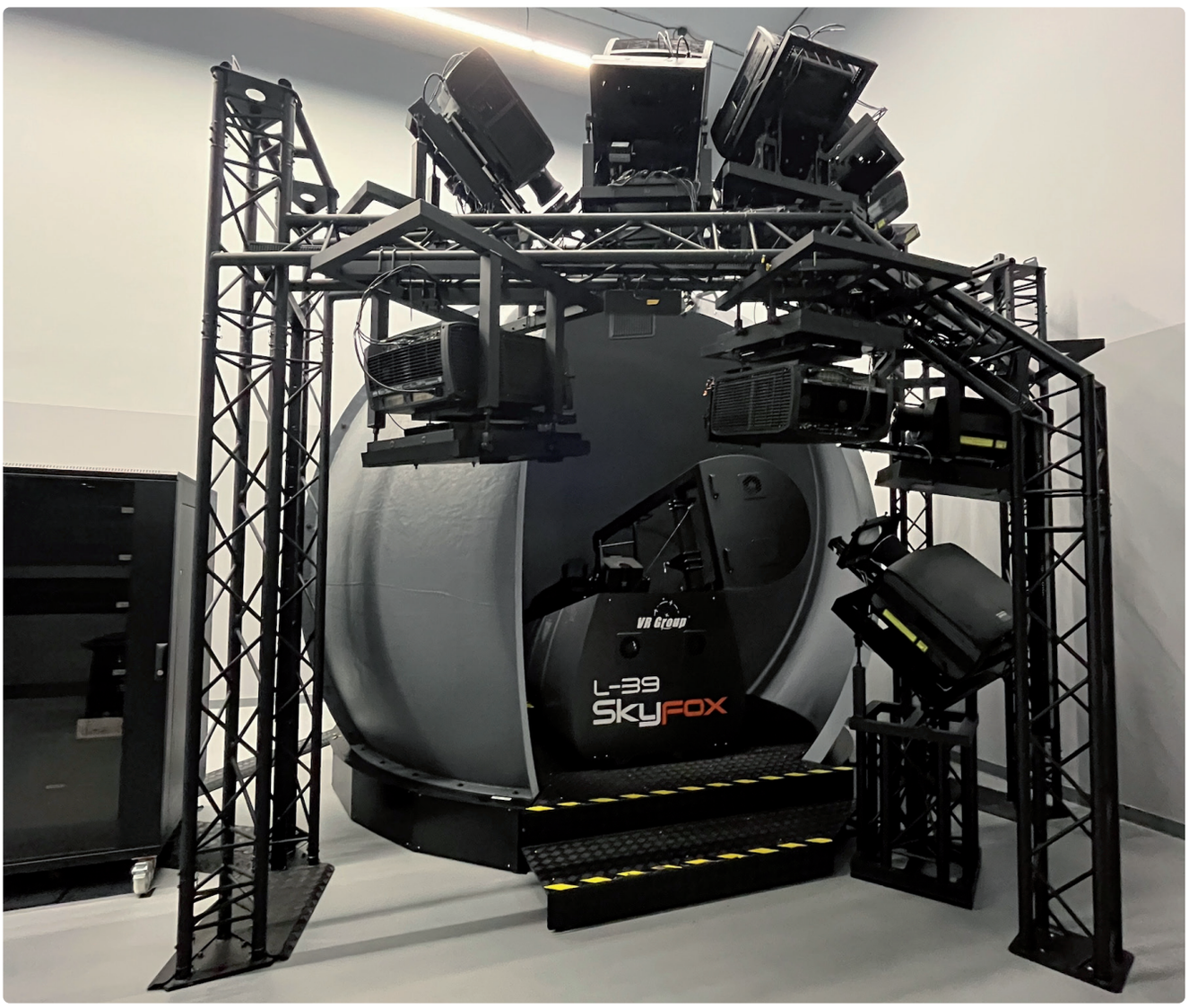
Dodatkowo, FMS oferuje kompleksowe szkolenie w zakresie scenariuszy bojowych, nawigacji i obsługi różnych systemów pokładowych.

FMS dla L-39 Skyfox spełnia rygorystyczne wymagania kategorii CS-FSTD(A) *Flight Training Device* poziomu II, zapewniając wierne odwzorowanie realnych sytuacji i realistyczne doświadczenia szkoleniowe. Dlatego godziny lotu na tym symulatorze są liczone jako godziny lotu na prawdziwych samolotach (ryc. 4).

Segment pokładowy ITS

Symulowane szkolenie w powietrzu jest możliwe dzięki pośrednictwu systemu wyświetlacza przeziernego (HUD) sterowanego przez uniwersalną jednostkę zarządzającą znajdującą się pod HUD-em. Oprócz wyświetlacza nawigacyjnego HUD może wyświetlać kilka wskaźników uzbrojenia. W zależności od scenariusza misji i wybranej broni, symbolika i sygnały ogniowe są odpowiednio modyfikowane, np. poprzez sygnały CCIP (*Constantly Computed Impact Point*) i inne tryby.

Oprócz rozwiązania bazowego, inną opcją jest wykorzystanie Wirtualnego Systemu Szkoleniowego (*Virtual Training System*, VTS). System ten symuluje walkę powietrzną – od odległości poza zasięgiem wzroku (*Beyond Visual Range*, BVR) do zasięgu walki powietrznej. System ten łączy lecące statki powietrzne za pomocą łącza danych i jest również w stanie generować wirtualne cele z zadanymi warunkami początkowymi. Interfejs dla pilota składa się z dwóch głównych stron: wyświetlacza sytuacji taktycznej (*Tactical Situation Display*, TSD) i strony wirtualnego radaru kontroli ognia (*Virtual Fire Control Radar*, VFCR). TSD integruje dane z własnych czujników statku powietrznego oraz z samolotów korzystających z łącza danych i zapewnia pilotowi aktualny, dynamiczny obraz środowiska taktycznego w czasie rzeczywistym na mapach 2D, ortofotomapach lub mapach satelitarnych oraz daje obraz szczegółowej bazy danych



Ryc. 4. Kopuła symulatora misji pełnowymiarowej

elewacji terenu (*Detail Terrain Elevation Data Base*, DTED). VFCR wyświetla na ekranie radaru widok obiektów wirtualnych lub rzeczywistych statków powietrznych podłączonych do sieci VTS. Pozwala to uczniom-pilotom na trenowanie zaawansowanych scenariuszy BVR, nawet na samolotach szkoleniowych niewyposażonych w radar.

Przyszłość szkolenia lotniczego

Najnowszy projekt rozwojowy, w którym Aero Vodochody współpracuje z Centrum Szkolenia Lotniczego (*Flight Training Center*, CLV) operatora L-39 Skyfox, ma na celu połączenie rzeczywistych obiektów z symulatorem naziemnym i wirtualnymi celami. To rozszerzenie VTS o pełną funkcjonalność *Live – Virtual – Constructive* (LVC) ma potencjał, aby stać się potężnym narzędziem szkoleniowym dzięki swoim unikalnym funkcjom (zob. ryc. 5). Dane lotu z rzeczywistego samolotu są udostępniane za pośrednictwem łącza danych stacji naziemnej, a następnie wykorzystywane do rekonstrukcji trajektorii tego lotu na symulatorze. Wirtualny pilot może obserwować rzeczywisty samolot w interakcji z symulowanym otoczeniem w ramach zadania kooperacyjnego. Instruktor może również wykorzystać zalety gogli VR, aby uzyskać szczegółowy widok kokpitu w czasie rzeczywistym, w tym widok terenu. Strumień danych z symulatora, płynący w przeciwnym kierunku, jest następnie przetwarzany przez VTS, a pilot symulatora staje się albo kolejnym członkiem formacji w powietrzu, albo ma zostać przechwycony jako wróg rzeczywistego samolotu.



Ryc. 5. Widok odbicia rzeczywistych samolotów w symulacji. Symulator wykorzystujący broń do strzelania do rzeczywistego samolotu

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

Rozmowa z Jaromirem Langiem, głównym konstruktorem Zakładów Lotniczych Aero Vodochody

Rozmowę prowadzi: Jarosław Pytka

Pojawienie się nowego samolotu w ofercie producenta nie zdarza się często. Aero L-39 Skyfox to najnowsza propozycja czeskiej firmy Aero Vodochody, producenta samolotów znanego od ponad stu lat. Zewnętrznie Skyfox nawiązuje do znanego i udanego samolotu szkoleniowego L-39 Albatros. Jak jednak można przypuszczać, innowacje kryją się w środku, dlatego postanowiliśmy zapytać głównego konstruktora, inżyniera Jaromira Langa o wyjątkowość nowego projektu.

Koncepcja samolotu, jego geometria i konstrukcja aerodynamiczna są dość konserwatywne. Bazują na Aero L-39 Albatros. Czy taka koncepcja ma szanse na sukces, czy też lepiej odejść od klasyki i skupić się na nowatorskich rozwiązaniach?

Pierwotne przeznaczenie nowego samolotu L-39NG (Skyfox) było komercyjne. Przygotowany został przede wszystkim z myślą o obecnych użytkownikach L-39 Albatros, których samoloty mają dziś ponad 40 lat i ich okres eksploatacji dobiega końca. Zamierzeniem podczas budowy nowego samolotu było zachowanie charakterystyki lotnej i osiągów oryginalnej konstrukcji przy jednoczesnym znacznym wydłużeniu okresu eksploatacji, zainstalowaniu nowoczesnego sprzętu awionicznego i zintegrowaniu nowego silnika. Wymagano również, aby konstrukcja nowego samolotu była zgodna z obowiązującymi przepisami Europejskiej Agencji Obrony (*European Defence Agency*, EMAR). Wszystko to przy jednoczesnym zachowaniu niskiej ceny zakupu samolotu oraz minimalizacji kosztów rozwoju i certyfikacji. Chęć sprostania założonym wymaganiom doprowadziła do zachowania koncepcji aerodynamicznej oryginalnego samolotu, ponieważ zastosowanie nowych, rewolucyjnych koncepcji ostatecznie oznaczałyby bardziej skomplikowany, dłuższy i bardziej kosztowny wkład w rozwój samolotu.

Następcą polskiej TS-11 Iskry, która przez dziesięciolecia była wykorzystywana przez Polskie Siły Powietrzne do szkolenia, miał być I-22 Iryda. Wiązano z tą konstrukcją duże nadzieje, weszła ona nawet do służby w jednostce liniowej. Jednak w pewnym momencie prace nad dalszym rozwojem zostały ostatecznie zaniechane, a produkowane



inż. Jaromir Lang

samoloty wycofano ze służby. Obecnie, jak zapewne Pan wie, w celach szkoleniowych wykorzystuje się włoski samolot Alenia Aermacchi / Leonardo M-346 Master. W rzeczywistości jest on częściowo rosyjski, ponieważ podstawowy płatowiec pochodzi z samolotu Jakowlew Jak-130. Jednak silnik, systemy i awionika są pochodzenia zachodniego. Gdyby miał Pan porównać L-39 Skyfox z M-346 Master, jaki byłby bilans zalet i wad?

Znamy historię samolotu I-22 Iryda, była ona dla nas, jako producenta, ważną lekcją. Znamy również samolot Leonardo M-346 i szczegółowo śledziliśmy historię jego rozwoju od pierwotnego typu Jak-130. Nasz samolot L-39 Skyfox zdecydowanie nie miał być w żaden sposób porównywany z M-346, który, naszym zdaniem, należy do innej kategorii samolotów szkoleniowych – powiedzmy, że jest to rodzaj high-endu dla wymagających klientów. L-39 Skyfox stanowi raczej tańsze rozwiązanie odrzutowego samolotu szkoleniowego o osiągach wystarczających do podstawowego i zaawansowanego szkolenia pilotów wojskowych, z możliwością wyposażenia go w podstawowe uzbrojenie, takie jak bomby, rakiety i zasobniki z bronią, a docelowo z możliwością montażu sprzętu do misji rozpoznawczych. Naszymi konkurentami są raczej samoloty turbośmigłowe, na przykład Pilatus PC-21, Embraer EMB-312 Tucano itp. Spośród typów odrzutowców konkurentem jest na przykład Leonardo M-345.

L-39 Skyfox jest również wyposażony w zachodni silnik, systemy i awionikę, ale w przeciwieństwie do konkurencji oferujemy również wersje samolotu dla klientów korzystających ze wschodniego sprzętu i uzbrojenia. Dlatego nie jest możliwe porównywanie L-39 Skyfoxa z M-346, ponieważ są to różne kategorie samolotów zarówno pod względem masy, osiągów, jak i ceny. Nasz samolot stanowi stosunkowo tanie rozwiązanie o niskich kosztach eksploatacji, podczas gdy M-346 jest wielokrotnie droższy pod każdym względem. Dlatego to klient decyduje, które rozwiązanie jest dla niego lepsze i które wybierze.

Samoloty szkoleniowe osiągają prędkości poddźwiękowe. To właśnie jest przyczyną trudności w doborze optymalnego profilu aerodynamicznego. Obecnie istotnym czynnikiem jest niskie zużycie paliwa, co w przypadku samolotów pasażerskich prowadzi do stosowania profili pseudonadkrytycznych. Jak aerodynamiki z Aero Vodochody poradziły sobie z doborem i optymalizacją aerodynamiki samolotu L-39 Skyfox, a zwłaszcza jego profilu?

Jak już wcześniej wspomniałem, profil aerodynamiczny skrzydeł, usterzenia i wszystkich powierzchni sterowych pozostał taki sam jak w oryginalnym L-39 Albatros. Zmniejszenie zużycia paliwa osiągnęliśmy dzięki częściowym (lokalnym) modyfikacjom, takim jak usunięcie zbiorników paliwa na końcach skrzydeł i zastąpienie ich odpowiednimi łukami, zwężenie kadłuba, optymalizacja powierzchni kanałów wlotowych silnika, a przede wszystkim wybór nowoczesnego silnika o niskim jednostkowym zużyciu paliwa.

Przypuszczam, że doskonale pamięta Pan obraz dużej sali – kreślarni, w której dziesiątki projektantów przenosiło pomysły techniczne na kalkę kreślarską za pomocą tradycyjnych redisówek lub rapidografów. Dzisiejsi projektanci prawdopodobnie nawet nie słyszeli o tych narzędziach, korzystają z systemów CAD. Proszę krótko opisać, jak przebiegała transformacja zakładu Aero Vodochody w zakresie wdrażania systemów projektowania wspomaganego komputerowo. Czy L-39 Skyfox ma swojego cyfrowego bliźniaka?

W Aero Vodochody przejście na digitalizację dokumentacji projektowej odbywało się stopniowo, od początku lat 90. XX w. Zaczynaliśmy od komputerowych systemów rysunkowych 2D (AutoCAD), stopniowo przechodząc do rzeczywistych systemów modelowania 3D (NX, CATIA) i korzystania z systemów PLM. Nie była to nagła zmiana, lecz stopniowy i długotrwały proces, któremu towarzyszyło regularne kształcenie i szkolenie odpowiedniego personelu. W przypadku starszych samolotów podczas napraw i modernizacji nadal korzystamy z oryginalnych rysunków papierowych, ale są one również digitalizowane, na przykład do formatu PDF, a w razie potrzeby transformowane do postaci 3D. Jednak samolot L-39 Skyfox został już w pełni stworzony w środowisku cyfrowym i cała konstrukcja ma oczywiście swój własny trójwymiarowy „model główny". Każdy detal jest modelowany w 3D, a w razie potrzeby transformujemy modele 3D do rysunków 2D. Samolot L-39 Skyfox ma także swojego cyfrowego bliźniaka w postaci realistycznego modelu, który wykorzystujemy w symulatorach lotu, systemach planowania misji i różnych analizach komputerowych.

Sercem każdego samolotu jest silnik. Aero L-39 powstał w latach 60. XX w. Jak Pan postrzega ewolucję napędów samolotów szkolno-treningowych w ciągu ostatniego półwiecza? W szczególności, jak przebiegała transformacja z barostatycznych, mechanicznych systemów sterowania silnikiem na system FADEC?

Oryginalne samoloty L-39 Albatros wykorzystują silnik AI-25TL z całkowicie hydromechanicznym układem sterowania. To rozwiązanie wydaje się obecnie zupełnie bezużyteczne. Przejście układu sterowania silnikiem na systemy elektroniczne, aż do dzisiejszych systemów FADEC, przyniosło redukcję masy, uproszczenie konstrukcji silnika, zwiększenie komfortu sterowania, poprawę osiągów i zużycia paliwa, a wreszcie, co nie mniej ważne, zwiększenie bezpieczeństwa pracy silnika. Wysoko cenioną cechą silników z systemami FADEC jest znaczne uproszczenie obsługi. Nie ma potrzeby dokonywania skomplikowanych regulacji charakterystyki i osiągów w trakcie eksploatacji, a system FADEC jest w stanie obliczać różne parametry żywotności silnika i doradzać w zakresie czynności konserwacyjnych, monitorować ważne parametry operacyjne i ostrzegać o przekroczeniu dopuszczalnych limitów pracy silnika, itp. System FADEC zapewnia również komunikację

między systemem sterowania silnikiem a innymi systemami samolotu za pośrednictwem magistrali danych, umożliwiając w ten sposób sterowanie pracą silnika ze sprzężeniem zwrotnym z systemów samolotu (np. autopilota).

Jak już wspomnieliśmy, oszczędność paliwa jest dziś kluczowa, również w przypadku samolotów wojskowych. Włosi reklamowali kiedyś Aermacchi S-211 jako najbardziej oszczędny w klasie odrzutowych samolotów szkoleniowych, dzięki zastosowaniu silnika dwuprzepływowego. W Aero L-39 zastosował Pan silnik Williams FJ 144 o stosunku dwuprzepływowości 2,1 : 1. Czy Pana zdaniem ten typ silnika jest obecnie optymalnym rozwiązaniem, pomimo prostszej konstrukcji i niższego momentu bezwładności silnika jednoprzepływowego?

Zastosowanie silnika turbowentylatorowego jest absolutną koniecznością w samolocie naszej kategorii. Już oryginalny L-39 Albatros wykorzystywał taki silnik. W porównaniu z turboodrzutowymi, zastosowanie silników turbowentylatorowych przynosi znaczną redukcję zużycia paliwa i wiele innych korzyści. Silniki odrzutowe charakteryzują się mniejszą zależnością osiągów od zmian warunków atmosferycznych (wysokość, prędkość i temperatura powietrza), ale nie jest to tak istotne dla kategorii samolotów szkoleniowych jak zużycie paliwa. W przypadku samolotów wojskowych istotne jest również zmniejszenie śladu cieplnego silnika za samolotem. Jeśli chodzi o moment bezwładności silnika turbowentylatorowego, różnica w stosunku do turboodrzutowego nie jest aż tak znacząca dla kategorii samolotów szkolno-treningowych. Nowoczesne systemy napędowe z układem FADEC mogą wykorzystać zalety silników turbowentylatorowych do maksymalnych bezpiecznych granic, a zatem różnice w osiągach między silnikami turbowentylatorowymi a porównywalnymi silnikami odrzutowymi stopniowo się zmniejszają, przy jednoczesnym zachowaniu wszystkich innych zalet tych turbowentylatorowych.

Samolot Aero L-39 Skyfox został pozbawiony zbiorników paliwa na końcach skrzydeł. Dynamika poprzeczna i zwrotność samolotu z pewnością uległy poprawie. Ale, jak to często bywa w projektowaniu, nic nie odbywa się bezkosztowo. Czy zatem zasięg samolotu nie uległ przy okazji zmniejszeniu?

W L-39 Skyfox zostały wyeliminowane zbiorniki paliwa na końcach skrzydeł, a ich miejsce zajęły łukowe końcówki skrzydeł. Natomiast zbiorniki zintegrowano z wewnętrzną strukturą skrzydła. Są one ponad trzykrotnie większe niż zbiorniki na końcach skrzydeł w L-39 Albatros. Chociaż końcówki skrzydeł w L-39 Skyfox nie dorównują w pełni pod względem redukcji oporu indukowanego aerodynamicznym właściwościom wcześniejszych zbiorników stosowanych w oryginalnym L-39 Albatros, przynoszą one inne korzyści, takie jak poprawa właściwości dynamicznych i zwrotności. Dzięki zintegrowaniu zbiorników paliwa z wewnętrzną strukturą skrzydła i niższemu zużyciu paliwa, zasięg i wytrzymałość L-39 Skyfox są znacznie większe niż w przypadku oryginalnego L-39 Albatrosa.

Samoloty z rodziny Aero L-39/139/159 cieszą się dużą popularnością wśród modelarzy. Dostępne są na przykład modele plastikowe w skalach od 1 : 144 do 1 : 32, a także modele latające, w tym gigantyczne – napędzane silnikami odrzutowymi. Zdarza się to rzadko i tylko w przypadku szczególnie udanych, popularnych prototypów. Sam miałem okazję zbudować model L-39 z legendarnego zestawu Kovozavody Prościejov w skali 1 : 72. Proszę powiedzieć, czy Pan również był lub jest modelarzem? I czy modelarstwo wśród dzieci i młodzieży ma wymierny, znaczący wpływ na kulturę techniczną i poziom kadry w lotnictwie?

Nie jestem modelarzem. W młodości próbowałem budować modele, ale nigdy nie znalazłem w sobie wystarczającej cierpliwości, niezbędnej do tego zajęcia. Podziwiam jednak pracę modelarzy i z pewnością uważam to za bardzo odpowiednie zajęcie dla dzieci i młodzieży. Budowanie modeli zawsze wiąże się z koniecznością studiowania różnych szczegółów modelowanego samolotu i jego historii. To z kolei wspiera rozwój wiedzy technicznej modelarzy, ich umiejętności i z pewnością pozytywnie wpływa na poziom kadry w lotnictwie.

Podsumowując rozmowę, co chciałby Pan przekazać czytelnikom *Techniki Lotniczej i Astronautycznej*, zwłaszcza tym młodym, którzy dopiero rozpoczynają karierę konstruktora samolotów?

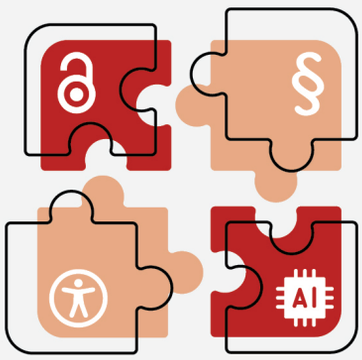
Chciałbym życzyć Czytelnikom *Techniki Lotniczej i Astronautycznej* wiele radości i sukcesów w życiu i pracy. Ważne jest, aby nie zniechęcać się ewentualnymi początkowymi problemami i konsekwentnie dążyć do spełnienia swoich marzeń. Stanie się dobrym technikiem, ekspertem czy konstruktorem w lotnictwie to zawsze długi proces i nie zawsze przebiega bezproblemowo, bez konieczności pokonywania różnych przeszkód. Na początku tej drogi zawsze jest zainteresowanie lotnictwem, technologią i zdobycie odpowiedniego wykształcenia. Praca w lotnictwie wiąże się z wieloma dziedzinami działalności człowieka, w tym z nauką, techniką, biznesem i administracją. Praca zespołowa w lotnictwie jest interesująca, ponieważ zespoły robocze składają się z ekspertów, których łączy entuzjazm i miłość do lotnictwa. Tworzy to unikalne środowisko, a praca w takim zespole jest bardzo ciekawa, inspirująca i wspierająca dalszy rozwój zawodowy członków.

Dziękujemy za rozmowę!

Lublin
2026
14–15.05

Centrum Informacji Naukowo-Technicznej
Politechniki Lubelskiej zaprasza na
II Międzynarodową Konferencję Naukową

Wyzwania współczesnego publikowania



konferencja-wwp2.pollub.pl

Problematyka konferencji:

- otwarty dostęp: kwestie finansowania i perspektywy rozwoju otwartych publikacji, wyzwania związane z utrzymaniem modelu diamentowego
- prawo autorskie: obowiązki i uprawnienia autorów i użytkowników, licencjonowanie i naruszenia, pola eksploatacji, prawo polskie a zagraniczne
- dostępność cyfrowa: zasady, metody, wyzwania związane z dostosowaniem tekstów naukowych do zasad dostępności cyfrowej
- sztuczna inteligencja: korzystanie z AI w procesie publikacyjnym, ograniczenia, kwestie prawne i etyczne, narzędzia, perspektywy i nadużycia

POLITECHNIKA LUBELSKA
WYDAWNICTWO POLITECHNIKI LUBELSKIEJ
CENTRUM INFORMACJI NAUKOWO-TECHNICZNEJ POLITECHNIKI LUBELSKIEJ

Wodnosamoloty Macchi w Pucharze Schneidera – cz. 2

Jarosław Latalski,
Politechnika Lubelska

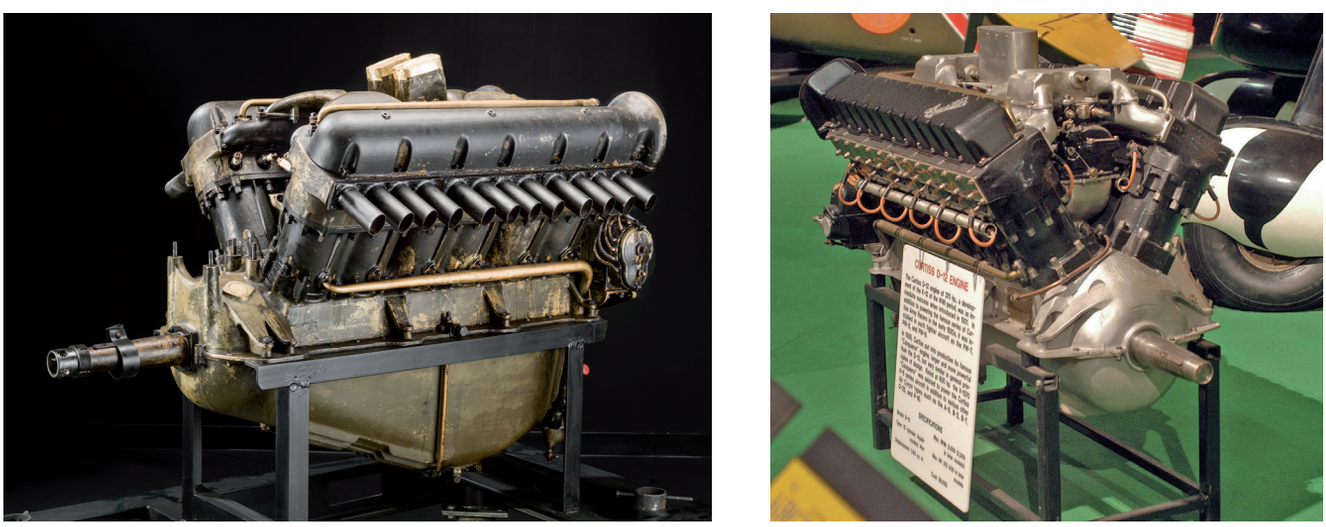
Wprowadzenie

Kiedy zakończyła się I wojna światowa, dominacja przemysłu europejskiego na lotniczej mapie świata była bezsporna. Jedynym krajem spoza Europy, który mógł się liczyć w tej stawce były Stany Zjednoczone Ameryki. Jednakże należy zauważyć, że w chwili podpisania rozejmu w listopadzie 1918 r. na froncie znajdowało się mniej niż 200 samolotów wyprodukowanych w USA. Co istotne, były to głównie samoloty szkolne, budowane na bazie licencji brytyjskich (Avro i Bristol) lub francuskich (SPAD). Jedynym samolotem konstrukcji amerykańskiej, który brał udział w działaniach bojowych był Dayton-Wright DH-4 wzorowany na konstrukcjach brytyjskiego de Havillanda. Dodatkową słabością amerykańskiego przemysłu lotniczego był fakt, że po zakończeniu wojny wielu amerykańskich producentów samolotów wojskowych nie widziało dla siebie przyszłości w tej branży i zamierzało powrócić do swojej podstawowej działalności – najczęściej do produkcji samochodów.

Bez wątpienia najistotniejszym osiągnięciem amerykańskiego przemysłu lotniczego okresu I w. św. był masowo produkowany silnik Liberty L-12. Była to jednostka w układzie V-12, chłodzona cieczą, o pojemności skokowej 27 l i mocy 400 KM (300 kW). Silnik ten był jednym z najmocniejszych jakie produkowano podczas I w. św. Wyróżniał się ponadto wyjątkowo korzystnym stosunkiem mocy do masy własnej – ponad 1,0 KM/kg. Po zakończeniu wojny w magazynach amerykańskich pozostała duża liczba tych silników.

Wobec tych okoliczności, z inicjatywy generała Williama Mitchella, dowódcy lotnictwa amerykańskiego w Europie i późniejszego twórcy Sił Powietrznych Stanów Zjednoczonych (USAF), podjęto starania o wyasygnowanie znaczących środków finansowych z budżetu państwa na rozwój krajowego przemysłu lotniczego. Ostatecznie Kongres przyjął stosowne ustawy i amerykańscy przedsiębiorcy i producenci, zmotywowani perspektywą nowych zamówień, rozpoczęli opracowywanie nowych samolotów, już według własnych projektów. Wyraźnie odczuwalny był jednak brak odpowiednich zasobów, przede wszystkim kadrowych.

Dodatkowym czynnikiem stymulującym rozwój lotnictwa amerykańskiego w tym okresie, podobnie jak i w Europie, stała się rywalizacja sportowa. W 1920 r. trzej bracia Pulitzerowie – Ralph, Joseph Jr. i Herbert – uzyskali zgodę armii i marynarki amerykańskiej na zorganizowanie międzynarodowego wyścigu prędkości, znanego później jako Puchar Pulitzera. Pierwszy wyścig o nowy puchar odbył się 25 listopada 1920 r., a zwycięzył w nim kapitan armii amerykańskiej Corliss Moseley pilotując samolot Verville-Packard VCP-R i osiągając średnią prędkość okrążenia 251,8 km/godz. Do kolejnej edycji tych zawodów w 1921 r. przystąpiła także firma Curtiss. W ramach kontraktu



Ryc. 1. Po lewej eksperymentalny silnik lotniczy Curtiss CD-12 – zbudowano tylko 4 egzemplarze (na zdjęciu egzemplarz nr 1), po prawej jego bezpośredni następca Curtiss D-12 - jeden z najważniejszych silników w historii lotnictwa. Wiele innych silników lotniczych wywodzi swoją konstrukcję właśnie z tej jednostki, między innymi Packard 1A-1500, Rolls-Royce Kestrel i Junkers Jumo 210

armijnego firma ta zbudowała dwa samoloty model RC-1. Napędzane były silnikiem Curtiss D-12 opracowanym w firmie Curtiss Aeroplane and Motor Company przez inż. Arthura Nutta. Była to zupełnie nowa jednostka, pod wieloma względami rewolucyjna, jak się okazało, i jeden z najważniejszych silników lotniczych okresu międzywojennego. Curtiss D-12 był jednym z pierwszych prawdziwie udanych silników z blokiem aluminiowym. Cylindry i płaszcze wodne tego silnika były odlewane jako jeden monoblok. W konstrukcji zastosowano także kilka innych nowoczesnych rozwiązań, m.in. podwójny wałek rozrządu i cztery zawory na cylinder. Silnik miał pojemność 19,81 l i dostarczał 520 KM mocy, a dzięki niewielkiej masie, 314 kg, cechował się niespotykanym stosunkiem mocy do masy własnej (znacznie korzystniejszym niż bardzo udany, wcześniej wspomniany Liberty L-12). I to właśnie silnik Curtissa pozwolił Amerykanom na zmierzenie się z europejskimi producentami samolotów w Pucharze Schneidera.

Kolejne edycje Pucharu Schneidera

Cowes, 1923 r.

Zawody organizowane przez brytyjski Aeroklub Królewski (Royal Aero Club) były drugimi, których gospodarzami byli Brytyjczycy. Akces zgłosiły reprezentacje Wielkiej Brytanii, Francji, Włoch i po raz pierwszy Stanów Zjednoczonych Ameryki, zapowiadała się więc prawdziwie międzynarodowa rywalizacja. Początkowo rozważano wytyczenie trasy nad kanałem La Manche, z punktami zwrotnymi nad Francją i Anglią, ale pomysł ten zarzucono. Ostatecznie trasa miała przebiegać od miasta Cowes, znajdującego się na północnym wybrzeżu wyspy Wight, w kierunku wschodnim do miejscowości Selsey na południowym krańcu półwyspu Manhood, następnie prowadziła do nabrzeża w Portsmouth i dalej na zachód, z powrotem do Cowes.

Przygotowania we Francji były zakrojone na szeroką skalę i ostatecznie zgłoszono cztery samoloty – po dwie łodzie latające z firm Latham i CAMS. Niestety, w wyniku awarii jednego z okrętów, który przewoził samoloty, do Wielkiej Brytanii dotarły tylko maszyny CAMS 38, ale tylko jedna z nich wzięła udział w rywalizacji.

Stany Zjednoczone wystawiły trzy samoloty Curtiss CR-3, z których dwa pomyślnie zaliczyły próby techniczne oraz nawigacyjne i mogły wystartować w wyścigu. Brytyjczyków reprezentował Henri Biard na samolocie Supermarine Sea Lion III.

Natomiast Włochy, pomimo wstępnych deklaracji, ostatecznie nie wystawiły swojej reprezentacji. Zasadniczym powodem były zawirowania polityczne i ekonomiczne w kraju związane z dojściem do władzy Benito Mussoliniego oraz niechęć ministerstwa do finansowania udziału w tym wydarzeniu. Początkowo liczono jeszcze na udział samolotu Savoia S.51 – maszyny, która na przełomie lat 1922–1923 pobiła rekord świata w prędkości przelotu na odcinku 3 km. Ostatecznie jednak firma Savoia się wycofała, gdyż nie była w stanie znaleźć odpowiedniego silnika.

Zawody organizowane w Cowes bezapelacyjnie wygrali Amerykanie. Zwyciężył por. David Rittenhouse na samolocie Curtiss CR-3 napędzanym silnikiem Curtiss D-12. Na trasie długości 344,47 km osiągnął średnią prędkość 285,4 km/godz. Drugie miejsce również zajął Amerykanin – Rutledge Irvine, który uzyskał średnią prędkość 279 km/godz. Na trzecim miejscu uplasował się H. Biard z wynikiem 252,93 km/godz., a por. Maurice'a Hurela reprezentujący Francję musiał się wycofać z powodu awarii już na drugim okrążeniu.

W związku ze zwycięstwem przedstawiciela Ameryki organizację kolejnych zawodów przyznano Stanom Zjednoczonym. Gospodarzem miało być Baltimore. Ponadto, na wniosek kilku krajów, przesunięto termin zawodów o jeden rok tj. na 1925 r.

Zastosowane w zwycięskich samolotach Curtissa jednostki napędowe serii D-12 okazały się przełomowe. Jak już wspomniano wcześniej, były jednymi z pierwszych prawdziwie udanych silników z odlewanym blokiem aluminiowym. Miały dzięki temu niespotykany do tej pory stosunek mocy do masy własnej – parametr ten ma krytyczne znaczenie dla silników lotniczych. Kolejną wyróżniającą cechą tej konstrukcji był bezpośredni napęd śmigła – zrezygnowano z przekładni łączących wał korbowy ze śmigłem, co dodatkowo zmniejszyło masę układu napędowego. Kolejną nowością samolotów Curtissa było śmigło zaprojektowane przez inżyniera akustyki Sylvanusa Alberta Reeda. Miało ono bardzo cienkie łopaty, dzięki czemu mogło obracać się z większą prędkością niż tradycyjne śmigła (mniejsze siły odśrodkowe bezwładności), a to pozwalało na wykorzystanie pełnej mocy silnika. Wspomniane rozwiązania sprawiły, że D-12 był najnowocześniejszą jednostką napędową na świecie i umożliwił Amerykanom zdominowanie rywalizacji w wyścigach lotniczych na kilka lat.

Baltimore, 1925 r.

Wprawdzie reprezentacja Włoch nie brała udziału w edycji Pucharu Schneidera organizowanej w Cowes, ale w kraju śledzono rywalizację i pojawiające się na świecie nowinki techniczne. Największe wytwórnie lotnicze traktowały imprezę jako znakomitą reklamę, ale zdawano sobie także sprawę z olbrzymich kosztów uczestnictwa. Na szczęście, pomimo początkowej niechęci, przedstawicielom firmy Macchi udało się nakłonić rząd Mussoliniego do wsparcia reprezentacji narodowej. Argumentowano, że udział kraju w tej rywalizacji miał duże znaczenie propagandowe. Jak się wkrótce okazało, uzyskane wsparcie niestety nie było duże. Rząd ograniczył swoje zaangażowanie do sfinansowania zakupu dwóch silników Curtiss D-12A w Stanach Zjednoczonych. Była to bez wątpienia bardzo trafna decyzja, gdyż w tym okresie były to najlepsze silniki lotnicze na świecie, znacznie przewyższające osiągami inne konstrukcje. W kraju natomiast nie było szans na szybkie opracowanie silnika o zbliżonych parametrach. Dlatego też nie dziwi fakt, że na polecenie odpowiedzialnego za tę transakcję generała Alessandro Guidoniego przed przekazaniem zakupionych silników firmie Macchi wysłano je do zakładów Fiata. Tam zostały one dokładnie zbadane i przetestowane na hamowni z myślą o opracowaniu podobnej jednostki napędowej w kraju.



Ryc. 2. Inż. Mario Castoldi, główny konstruktor firmy Macchi i współtwórca jej największych sukcesów

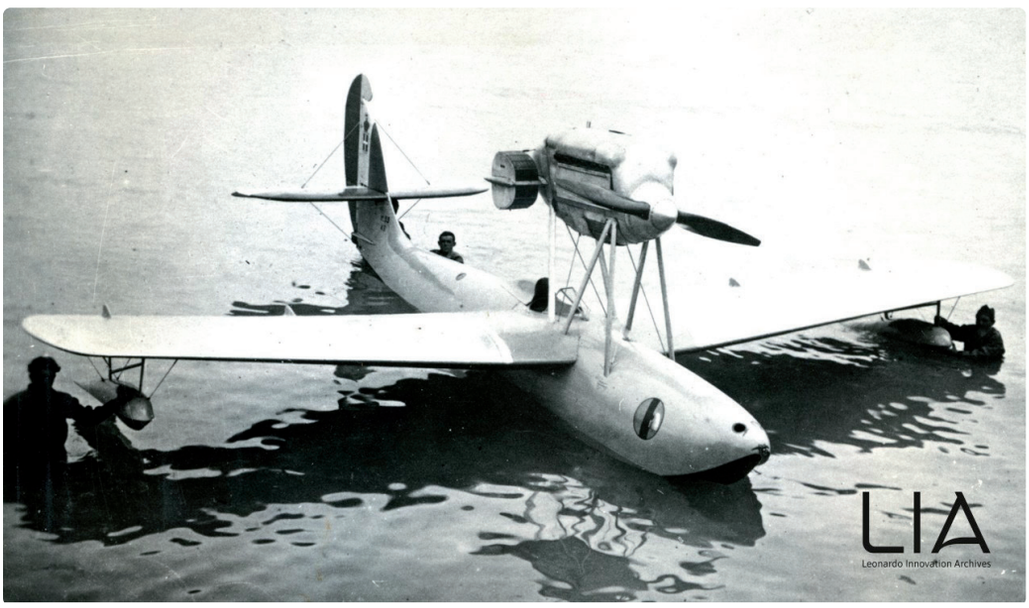
Macchi M.33

Na potrzeby zawodów w 1925 r. firma Macchi zdecydowała się opracować zupełnie nowy samolot. Inżynierem odpowiedzialnym za projekt był Mario Castoldi, nowy główny konstruktor firmy, który zastąpił na tym stanowisku Alessandro Toniniego.

Aby dorównać nowym samolotom wyścigowym firmy Curtiss – zwycięzcom zawodów w Cowes, przygotowano projekt lekkiej jednopłatowej łodzi latającej o konstrukcji wspornikowej.

Kadłub samolotu miał konstrukcję drewnianą półskorupową, krytą sklejką. Był bardzo smukły i dość głęboki dla zapewnienia odpowiedniej dzielności morskiej. Zadbano o bardzo czystą jak na tamte czasy linię aerodynamiczną. Dennica kadłuba była lekko wklęsła, co poprawiało stateczność podczas prób nawodnych. Pierwszy stopień kadłuba był znacznie wysunięty do przodu, długa tylna sekcja gładko przechodziła w elegancko wyprofilowany i wzniesiony ku górze statecznik pionowy i ster kierunku. Początkowo ster ten był niewyważony, ale później zmodyfikowano go, dodając powierzchnię wyrównawczą przed osią obrotu. Statecznik poziomy był konstrukcji drewnianej, jednodźwigarowy, usztywniony linkami napinającymi prowadzonymi ze statecznika pionowego i od dołu z kadłuba.

Skrzydła samolotu były trójdzielne, o konstrukcji w pełni drewnianej. Stosunkowo krótki centropłat był zintegrowany z kadłubem, do niego mocowane były sekcje zewnętrzne.



Ryc. 3. Wodnosamolot Macchi M.33. Zwraca uwagę namalowany na szczycie statecznika pionowego herb dynastii sabaudzkiej oraz na przodzie kadłuba symbol topora przywiązanego wstążkami do wiązki rózg – znak ten pochodził z czasów starożytnych i reprezentował władzę oraz autorytet cesarskiego państwa rzymskiego. Oznaczenia te zostały wprowadzone na samolotach włoskich po dojściu do władzy B. Mussoliniego

Dane techniczne:

rozpiętość 10,00 m, długość 8,28 m, wysokość 2,68 m, powierzchnia nośna 15,0 m^2, maksymalna masa startowa 1255 kg, prędkość maksymalna około 320 km/godz.

W konstrukcji płata zastosowano dwa dźwigary i gęsto rozmieszczone żebra o dość grubym (16%) dwuwypukłym profilu. Wąskie lotki o dużej rozpiętości zajmowały aż dwie trzecie krawędzi spływu. Małe, kroplowe pływaki stabilizujące były zamocowane pod skrzydłami na rozpórkach w kształcie litery N i usztywnione dodatkowymi naciągami.

Kabina pilota znajdowała się w obrębie centropłata, pomiędzy przednim i tylnym dźwigarem skrzydła. Silnik Curtiss D-12A o mocy 500 KM został zamontowany wysoko nad kadłubem przed kabiną pilota, na ramie stalowej z rozpórek w kształcie litery N. W celu zmniejszenia oporów aerodynamicznych silnik został osłonięty profilowaną gondolą. Napędzał dwułopatowe, drewniane śmigło ciągnące o stałym skoku i średnicy 2,28 m. Dobry profil aerodynamiczny samolotu pogarszały jednak duże chłodnice płytowe umieszczone po obu stronach tylnej części gondoli silnikowej. W 1925 r. rozwiązanie to było już przestarzałe, bowiem w niektórych samolotach wyścigowych zaczęły się wtedy pojawiać nowoczesne chłodnice powierzchniowe.

Zbudowano łącznie trzy egzemplarze M.33: dwa latające przeznaczone na zawody oraz jeden wykorzystany do statycznych testów wytrzymałościowych. W czasie prób w locie przeprowadzonych nad wodami jeziora Maggiore samoloty osiągnęły prędkość 320 km/godz.

Zawody

W zawodach w Baltimore wzięło udział osiem maszyn. Wielka Brytania wystawiła 3 zawodników: Huberta Broada na samolocie Gloster III, Berta Hinklera również na Glosterze III i Henriego Biarda na samolocie Supermarine S.4. Stany Zjednoczone reprezentowali: słynny James Doolittle, George Cuddihy oraz Ralph Ofstie – wszyscy lecieli samolotami Curtiss R3C-2. Włosi przygotowali dwie maszyny Macchi M.33 pilotowane przez Riccarda Morselliego i Giovanniego de Brigantiego.

Wyścig zaplanowano na sobotę 24 października, dzień wcześniej miały się odbyć próby manewrowe. Wytyczona trasa o długości 50 kilometrów miała kształt trójkąta i prowadziła nad północną częścią zatoki Chesapeake. Zawodnicy mieli do pokonania siedem okrążeń. Miejscem startu był punkt przed trybuną sędziowską na końcu molo w Bay Shore. Następnie samoloty leciały na południe, aż do krańca wyspy Gibson, gdzie znajdowała się latarnia morska oznaczająca pierwszy punkt zwrotny. Po wykonaniu zakrętu samoloty miały przelecieć do Huntingdon Point po przeciwnej stronie zatoki. Tam należało wykonać kolejny zakręt i wrócić w kierunku północno-zachodnim nad zatoką, do punktu startu.

Prób manewrowych nie zaliczyły dwa samoloty brytyjskie – Supermarine S.4 H. Biarda i Gloster III B. Hinklera. Do ostatecznej rywalizacji stanęło zatem sześć maszyn. W dniu wyścigu pojawiły się jednak problemy z silnikami we włoskich samolotach. Dzięki wysiłkom inżynierów udało się szczęśliwie doprowadzić obie maszyny do stanu gotowości jeszcze przed rozpoczęciem lotów testowych. Sam wyścig zaplanowany był natomiast na drugą część dnia. Niestety, tym razem drużynie włoskiej nie dopisało już szczęście. Tuż przed rozpoczęciem zmagań pilotów wystąpiła usterka układu zapłonowego, która uniemożliwiła uruchomienie silnika w maszynie R. Morsellego i jego samolot musiał zostać wycofany z zawodów.

Gdy rozpoczął się wyścig, prowadzenie od samego początku objął J. Doolittle, bardzo dobrze leciał również G. de Briganti na M.33, a za nim H. Broad na samolocie Gloster. Niestety, podczas jednego z okrążeń pilot włoski pomylił trasę i stracił sporo czasu. W efekcie został wyprzedzony przez Brytyjczyka. Na kolejnych okrążeniach zbliżali się do prowadzącej trójki dwaj pozostali Amerykanie, których samoloty były znacznie szybsze. Ale niestety, ani G. Cuddihy, ani R. Ofstie nie ukończyli wyścigu. W połowie szóstego okrążenia samolocie Ofstiego zawiodła prądnica i został on zmuszony do lądowania. Natomiast w maszynie Cuddihego, prawdopodobnie na skutek wycieku oleju, zapalił się silnik i pilot również musiał wodować. Zawody ostatecznie wygrał J. Doolittle, który uzyskał średnią prędkość 374,21 km/godz. Drugie miejsce zajął H. Broad wynikiem 320,46 km/godz., a trzecia pozycja przypadła Włochom – G. de Briganti uzyskał średnią prędkość 271,02 km/godz.

Podsumowanie wyników i analiza zwycięskich konstrukcji pozwoliły wskazać kilka głównych czynników, które przyczyniły się do wygranej samolotów Curtissa. Po pierwsze, uwagę zwracało bardzo dobre dopracowanie aerodynamiczne tych samolotów – m.in. poprzez zastosowanie chłodnic skrzydłowych zintegrowanych z poszyciem płata. Po drugie, w samolotach amerykańskich zastosowano nowe śmigła – wykonane według projektu A.S. Reeda. Były one odkuwane i dzięki temu miały cieńsze łopaty, a to z kolei powodowało, że mogły obracać się szybciej i okazały się bardziej efektywne niż stosowane przez innych śmigła drewniane. I po trzecie, zawody te ostatecznie wykazały, że nadchodzi era samolotów pływakowych, natomiast łodzie latające nie są już w stanie sprostać konkurencji. Macchi M.33 był bowiem jedyną tego typu konstrukcją w tym wyścigu i zajął ostatnie miejsce.

Niesprawny silnik w M.33 R. Morsellego został po zawodach naprawiony i obie maszyny przetransportowano z powrotem do Włoch, gdzie były później używane do szkolenia pilotów.

Hampton Roads, 1926 r.

Przygotowania do udziału Włoch w zawodach w 1926 r. rozpoczęto od starań o zakup odpowiednich silników. Ponieważ w kraju nadal nie było odpowiednich jednostek napędowych, pierwszym wyborem był silnik zwycięskiego Curtissa R3C-2 z zawodów w Baltimore. Był to silnik Curtiss V-1400 (wersja rozwojowa D-12), dwunastocylindrowy w układzie V, chłodzony wodą, o mocy maksymalnej 565 KM.

Niestety, rząd USA nie wydał zgody na sprzedaż sześciu silników tego typu siłom powietrznym Królestwa Włoch (Regia Aeronautica).

W związku z tym zwrócono się do firmy Fiat z pytaniem o możliwość opracowania nowej jednostki napędowej o odpowiedniej mocy. Zespół konstrukcyjny pod kierownictwem inż. Tranquillo Zerbiego przystąpił do intensywnych prac. Punktem wyjścia był sprawdzony i cieszący się dobrą opinią silnik Fiat A.22. Wprowadzono w nim szereg zmian – m.in. zwiększono nieco pojemność skokową i podniesiono stopień



Ryc. 4. Wodnosamolot Macchi M.39. Bardzo dobrze widoczny system chłodzenia cieczy w postaci rurek mosiężnych na górnej powierzchni płata. Zwracają uwagę stosunkowo długie lotki sięgające blisko połowy długości krawędzi spływu

sprężania. Zupełną nowością było zastosowanie drążonych tłoków wykonanych ze stopów magnezu. Technologia ta nie była jeszcze w pełni opanowana, jednak z uwagi na potencjalne korzyści zdecydowano się na takie rozwiązanie. Budowę prototypu ukończono w marcu i jeden egzemplarz przekazano do testów. Opracowany silnik oznaczony Fiat AS.2 uzyskiwał moc maksymalną ponad 800 KM przy około 2500 obr./min.

Macchi M.39

W międzyczasie firma Macchi otrzymała z ministerstwa lotnictwa zlecenie na przygotowanie dla włoskiej reprezentacji nowych samolotów na najbliższą edycję zawodów. Inżynier Castoldi, kierownik techniczny i główny konstruktor firmy, przedstawił projekt samolotu M.39. Obliczenia teoretyczne wskazywały na bardzo dobre osiągi tej maszyny, w związku z tym podpisano kontrakt na przygotowanie trzech samolotów w wersji konkursowej oraz dwu do treningów i lotów ćwiczebnych. Jeden dodatkowy egzemplarz miał być wykorzystany do prób wytrzymałościowych.

W kwietniu 1926 r. przestawiono gotowy prototyp samolotu. W odróżnieniu od wszystkich poprzednich konstrukcji Macchi nowy samolot był hydroplanem pływakowym. Kadłub składał się z dwóch głównych sekcji: część przednią stanowiła kratownica wykonana z rur stalowych, na której wspierał się silnik. Osłonę silnika wykonano z paneli aluminiowych ściśle dopasowanych do jego obrysu, z wyraźnie widocznymi uwypukleniami na głowice cylindrów. Panele te pokrywały część grzbietową kadłuba aż do przedniej krawędzi owiewki kokpitu. Natomiast część tylna kadłuba o owalnym przekroju poprzecznym była w całości wykonana z drewna. Zdecydowano się na konstrukcję półskorupową, wzmocnioną czterema podłużnicami i szeregiem sklejkowych wręg. Duży statecznik pionowy stanowił integralną część tylnej sekcji kadłuba i był dzielony. Część grzbietowa stanowiła mniej więcej 2/3 jego powierzchni, część dolna znajdowała się bezpośrednio poniżej. Ster kierunku był niedzielony i łączył górną i dolną część statecznika. Statecznik poziomy również zbudowany był w całości z drewna i mocowany do kadłuba dwoma dźwigarami. Ster kierunku i stery wysokości miały również konstrukcję drewnianą krytą płótnem.

Skrzydło samolotu było jednoczęściowe, dwudźwigarowe. Miało zerowy kąt wzniosu i bardzo niewielki skos ku tyłowi w rzucie z góry. Zastosowano profil dwuwypukły, o grubości 10% cięciwy, co zapewniało bardzo mały opór aerodynamiczny. Dla wzmocnienia konstrukcji zastosowano po dwa odciągi wyprowadzone z owiewki silnika nad głowicą cylindrów. Lotki na skrzydłach sięgały mniej więcej połowy długości krawędzi spływu, wykonane były z drewna i pokryte płótnem.

W sposób nowatorski rozwiązano system chłodzenia. Przednią część skrzydła pokrywały mosiężne chłodnice cieczy chłodzącej silnik, idealnie dopasowane do profilu płata. Zajmowały one około 60% powierzchni skrzydła. Z kolei chłodnica oleju znajdowała się na spodniej części dziobu – od kołpaka śmigła aż po krawędź natarcia skrzydła, i również była żebrowana.

Dwustopniowe pływaki były wykonane z aluminium i zamocowane do kadłuba na czterech profilowanych rurach stalowych. Konstrukcję dodatkowo usztywniono dwoma rozpórkami poprzecznymi pomiędzy pływakami oraz systemem stalowych naciągów przytwierdzonych do dźwigarów i do węzłów kratownicy silnikowej. Zbiorniki paliwa umieszczono w centralnej części pływaków, skąd było ono tłoczone sprężonym powietrzem do zbiornika wyrównawczego w kadłubie i dalej do silnika.

Pod koniec sierpnia 1926 r. rozpoczęto próby samolotów w locie. Odbywały się one w bazie treningowej Lido



Ryc. 5. Wodnosamolot Macchi M.39 w widoku z przodu. Śmigło drewniane, dwułopatowe. Widoczna chłodnica oleju poniżej kołpaka śmigła sięgająca aż do krawędzi natarcia skrzydła. Chłodnica cieczy w postaci rurek mosiężnych na dolnej i górnej powierzchni płatów

Dane techniczne:
Rozpiętość 9,26 m, długość 7,59 m, wysokość 3,06 m, powierzchnia nośna 14,3 m^2, maksymalna masa startowa 1575 kg, prędkość maksymalna około 410 km/godz.

della Schiranna nad jeziorem Varese. 17 września podczas jednego z lotów testowych pilot doświadczalny Mario de Bernardi uzyskał prędkość maksymalną 414 km/godz. Był to wynik znacznie lepszy niż dotychczasowy oficjalny światowy rekord prędkości wodnosamolotu. Tydzień później doszło jednak do tragicznego wypadku. Lecąc treningowym M.39, kapitan włoskiej drużyny Vittorio Centurione wpadł w przeciągnięcie w ostrym zakręcie i rozbił się w wodach jeziora. Poniósł śmierć na miejscu. Był to bardzo poważny cios dla włoskiej drużyny. Ponieważ poza Centurionem i majorem M. de Bernardim żaden z pilotów włoskich nie ukończył szkolenia, Włochy zwróciły się do organizatorów konkursu Schneidera z prośbą o opóźnienie terminu zawodów, aby umożliwić dokończenie treningów. Wniosek został przyjęty, jednak decyzja organizatorów spotkała się ze ogromnym niezadowoleniem przedstawicieli Wielkiej Brytanii, która wcześniej wycofała się z zawodów, argumentując to właśnie brakiem czasu na przygotowania.

Zawody

Zawody zaplanowano na 11 listopada na kotwicowisku Hampton Roads w Norfolk w stanie Virginia. Trasę wyścigu stanowiło 7 okrążeń pętli o długości 50 km, start i meta znajdowały się na terenie morskiej i lotniczej bazy wojskowej w Norfolk.

W wyścigu wzięły udział trzy samoloty włoskie i trzy amerykańskie. Jak wspomniano, z powodu braku czasu na przygotowania Wielka Brytania nie wzięła ostatecznie udziału, podobnie ekipa francuska. Włochy reprezentowali piloci Królewskich Sił Powietrznych (Regia Aeronautica) – major Mario de Bernardi, kapitan Arturo Ferrarin i por. Adriano Bacula – wszyscy startowali samolotami Macchi M.39. Zespół amerykański wystawił trzy różne dwupłatowce firmy Curtiss, każdy z nieco innym silnikiem wywodzącym się z serii D-12. Por. Christian Schilt leciał Curtissem R3C-2 z silnikiem Curtiss V-1400, por. William Tomlinson Curtissem F6C-3 Hawk wyposażonym w silnik Curtiss D-12A, a por. George Cuddihy leciał Curtissem R3C-4 z silnikiem Curtiss V-1550.

Wyścig został opóźniony o dwa dni z powodu niekorzystnych warunków pogodowych. By uniknąć zbytniego zbliżenia się do siebie podczas pokonywania trasy, samoloty startowały w ustalonych odstępach czasu. Pomimo pewnych problemów z silnikiem, M. de Bernardi ukończył siedem okrążeń jako pierwszy. Uzyskał średnią prędkość 396,70 km/godz. Drugie miejsce zajął Amerykanin Ch. Schilt na samolocie Curtiss R3C-2 z wynikiem 373,34 km/godz. Miejsce trzecie również przypadło drużynie Włoch – A. Bacula osiągnął prędkość 350,84 km/godz. Dwa samoloty



Ryc. 6. Mjr Mario de Bernardi po zwycięstwie w zawodach w Hampton Roads w listopadzie 1926 r.

musiały wycofać się z wyścigu – w maszynie A. Ferrarina pękł przewód paliwowy, a w samolocie G. Cuddihy'ego na ostatnim okrążeniu zawiodła pompa paliwa.

Osiągi maszyn włoskich były doskonałe, postanowiono zatem wykorzystać nadarzającą się okazję i podjąć oficjalną próbę pobicia rekordu świata. Cztery dni po zawodach, 17 listopada, na tym samym akwenie M.de Bernardi w swoim M.39 osiągnął prędkość 416,618 km/godz. na trasie o długości 3 km, ustanawiając jednocześnie nowy rekord świata.

Wenecja, 1927 r.

Krótko po zakończeniu zawodów w Hampton Roads odbyło się posiedzenie Międzynarodowej Federacji Lotniczej FAI w sprawie ustalenia terminu następnej edycji. Pojawiały się bowiem od pewnego czasu opinie, że organizowanie pucharu co rok jest zbyt dużym obciążeniem zarówno finansowym, jak i organizacyjnym dla uczestników i że lepiej by było, gdyby zawody odbywały się co dwa lata. Wskazywano też, że opracowanie nowych samolotów zajmuje coraz więcej czasu. Rozwiązaniem takim nie byli zainteresowani Włosi, którzy chcieli szybko zdyskontować sukces modelu M.39. Podobne stanowisko zajmowali Brytyjczycy, którzy nie brali udziału w zawodach w 1926 r. Amerykanie natomiast poparli postulat organizacji zawodów co dwa lata. W wyniku głosowania ustalono, że następne zawody odbędą się jednak za rok, tj. w 1927 r. w Wenecji.

Włosi rozpoczęli przygotowania do kolejnej edycji pucharu zaraz po powrocie ze Stanów Zjednoczonych. Jeszcze w grudniu doszło do spotkania T. Zerbiego i M. Castoldiego. W wyniku dyskusji uznano, że najlepszym rozwiązaniem, zamiast budowania zupełnie nowej maszyny, będzie rozwijanie zwycięskiego modelu M.39. Jednocześnie T. Zerbi zobowiązał się do przeprojektowania silnika AS.2. Według jego zapewnień zmodyfikowana jednostka powinna osiągnąć moc 1000 KM. Zadaniem M. Castoldiego było natomiast zaadoptowanie płatowca M.39 do nowego silnika.

W ten sposób, wobec pełnej zgody głównych konstruktorów, włoskie Ministerstwo Lotnictwa zawarło kontrakt z firmą Macchi na opracowanie i budowę trzech samolotów, które miały nosić oznaczenie M.52, oraz z firmą Fiat na przygotowanie pięciu silników AS.3. Klauzula zawarta w kontrakcie z Macchi zakładała, że samolot powinien być zdolny do osiągnięcia prędkości co najmniej 470 km/godz.

Inżynier T. Zerbi szybko zakończył modyfikacje projektu silnika AS.2, a jego ogólne rysunki konstrukcyjne dotarły do fabryki Macchi w Varese pod koniec lutego 1927 r., co z kolei umożliwiło M. Castoldiemu natychmiastowe rozpoczęcie prac nad konstrukcją nowego płatowca.

Macchi M.52

Zmiany zaproponowane przez zespół konstrukcyjny M. Castoldiego były ukierunkowane na trzy podstawowe cele: po pierwsze, należało dostosować konstrukcję płatowca do zwiększonej mocy silnika, po drugie, trzeba było maksymalnie zmniejszyć masę samolotu i po trzecie, poprawić jego aerodynamikę.

W związku z zabudową nowego silnika i zwiększoną jego mocą konieczne było między innymi przeprojektowanie przedniej części samolotu. Nowy silnik miał nieco mniejszą powierzchnię czołową niż AS.2, i dzięki temu możliwe było zredukowanie przekroju poprzecznego kadłuba. Zastosowano także nowe owiewki silnika, lepiej dopasowane do bryły zespołu napędowego. Zwiększona moc silnika pozwoliła z kolei na zastosowanie nowego śmigła. Zdecydowano się na dwułopatowe, metalowe śmigło o średnicy 2,33 m, które wzorowane było na amerykańskim śmigle Reed i zapewniało lepszą sprawność napędową. Zmniejszono również przekrój poprzeczny tylnej części kadłuba, choć wiązało się to z ograniczeniem miejsca w, i tak już ciasnej, kabinie pilota. Dodatkowo, z uwagi na zwiększony moment obrotowy silnika, kadłub został wydłużony o blisko 0,5 m.

Przeprojektowano również skrzydła samolotu – zachowano zerowy kąt wzniosu, ale skos zwiększono do 10 stopni, aby zrównoważyć zmianę położenia środka ciężkości maszyny. Ponadto nieco zredukowano rozpiętość skrzydeł, w efekcie całkowita ich powierzchnia zmniejszyła się o około 1 m^2. Spowodowało to wzrost obciążenia powierzchni nośnej, ale na szczęście nie wymagało zmian w konstrukcji dźwigarów. Zachowano dwuwypukły profil płata, o grubości względnej 10 % (identycznie jak w M.39), co zapewniało minimalny opór aerodynamiczny. Podobnie jak w modelu M.39, krawędź natarcia i przednie powierzchnie płatów pokryte były chłodnicami cieczy chłodzącej.



Ryc. 7. Wodnosamolot Macchi M.52. Bardzo dobrze widoczna chłodnica oleju. Na przodzie kadłuba namalowany symbol topora przywiązanego wstążkami do wiązki rózg oraz herb dynastii sabaudzkiej na sterze kierunku. Zwraca również uwagę metalowe śmigło po raz pierwszy zastosowane w konstrukcji Macchi

Dane techniczne:
rozpiętość 8,89 m, długość 7,13 m, wysokość 3,0 m, powierzchnia nośna 13,3 m^2, maksymalna masa startowa 1515 kg, prędkość maksymalna około 500 km/godz.

Dla usztywnienia konstrukcji całego skrzydła zastosowano po dwa odciągi napinające nad i pod płatem, również analogicznie jak w M.39.

Przed kabiną pilota zmniejszono powierzchnię wiatrochronu, który teraz był odchylany do przodu na zawiasach, aby umożliwić pilotowi zajęcie miejsca w kabinie. Zaprojektowano też całkowicie nowe pływaki, które teraz miały znacznie mniejszy opór hydrodynamiczny, a jednocześnie zapewniły większą wyporność. Ponadto usunięto z samolotu całe zbędne wyposażenie. W wyniku wprowadzonych zmian konstrukcyjnych masa pustego samolotu spadła z 1257 kg (M.39) do 1190 kg.

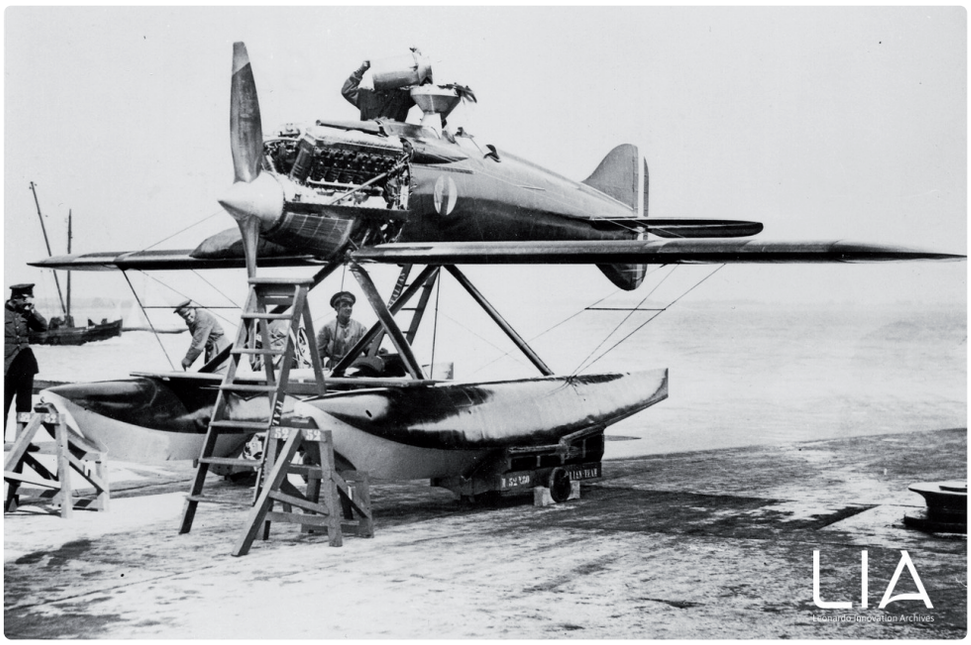
Testy nowego silnika na hamowni wykazały, że może on rozwijać moc do 1020 KM. W porównaniu z wcześniejszym AS.2 zwiększono średnicę cylindra, skok tłoka i stopień sprężania. Zmieniono również kształt denka tłoka i komory spalania, a same tłoki wykonano z lekkich stopów magnezu. Zastosowano także nowe paliwo 94-oktanowe, składające się z równych ilości benzyny i benzolu z dodatkami alkoholowymi. Jednak z powodu braku czasu nie zdołano ukończyć pełnego cyklu badań stanowiskowych przed przekazaniem silników do firmy Macchi.

Loty testowe Włosi rozpoczęli 16 maja 1927 r. w bazie treningowej Lido della Schiranna nad jeziorem Varese, początkowo wykonując je na starszych maszynach – M.33 i M.39. Kapitanem reprezentacji ponownie wybrano majora M. de Bernardiego, pozostałymi członkami byli Arturo Ferrarin, Guascone Guasconi, Federico Guazetti w randze kapitana oraz por. Salvatore Bona. Niecały miesiąc później doszło do tragicznego wypadku z udziałem samolotu M.39 pilotowanego przez S. Bonę. W czasie pokonywania zakrętu maszyna wpadła w przeciągnięcie i rozbiła się o taflę jeziora, a pilot niestety poniósł śmierć na miejscu.

Zawody

Do wyścigu nie stanęli Amerykanie. Po ostatnich zawodach w Hampton Roads skoncentrowano się w Stanach Zjednoczonych na rozwoju silników gwiazdowych. Wynikało to głównie z potrzeb Sił Powietrznych Armii Amerykańskiej i Marynarki Wojennej. Słusznie zakładano, że w przypadku samolotów wojskowych operujących nad akwenami morskimi znacznie korzystniejsze jest zastosowanie silnika gwiazdowego chłodzonego powietrzem niż silników rzędowych chłodzonych wodą. W związku z powyższym rząd nie był zainteresowany rozwojem silników rzędowych, tym samym dalszym wspieraniem udziału reprezentacji krajowej w pucharze Schneidera. Dlatego też zawody w Wenecji ograniczyły się do rywalizacji brytyjsko-włoskiej. Każdy z krajów wystawił trzy załogi. Wielką Brytanię reprezentowali: por. Samuel Kinkead na dwupłatowcu Gloster IVB, por. Sidney Webster oraz por. Oswald Worsley – obaj na Supermarine S.5. Włochy reprezentowali natomiast: M.de Bernardi, F. Guazzetti oraz A. Ferrarin – wszyscy na Macchi M.52.

Trasę przelotu wytyczono na wodach laguny weneckiej na planie trójkąta. Start i meta znajdowały się przed hotelem Excelsior w Lido, a punkty zwrotne trasy w Porto di Malamocco w Chioggia i bezpośrednio koło bazy morskiej San Andrea. Do pokonania było siedem okrążeń o łącznej długości 350 km. Dnia 9 września rozpoczęto loty treningowe, a 23 września rozpoczęły się próby nawigacyjne i próby szczelności. Wszystkie załogi przeszły te testy pomyślnie i mogły przystąpić do wyścigu, który był zaplanowany na niedzielę 26 września. W przeddzień wyścigu okazało się, że w samolocie F. Guazzettiego doszło do awarii silnika. Ponieważ nie było już czasu na naprawę, zdecydowano się na jego wymianę i wstawienie motoru AS.2



Ryc. 8. Wodnosamolot Macchi M.52R. Widoczny silnik V-12 po zdjęciu osłon

Dane techniczne:
rozpiętość 7,85 m, długość 7,13 m, wysokość 3,01 m, powierzchnia nośna 10,2 m^2, maksymalna masa startowa 1480 kg, prędkość maksymalna około 550 km/godz.

z zeszłorocznego egzemplarza M.39. Decyzja ta stanowiła pewne zabezpieczenie. Zakładano bowiem, że jeśli nawet zawiodą silniki AS.3, przynajmniej jedna maszyna powinna ukończyć wyścig.

Pierwszy wystartował S. Kinkead, a M. de Bernardi jako drugi. Po pierwszym okrążeniu Bernardi miał o 15 s lepszy czas od Brytyjczyka. W międzyczasie startowali kolejno: S. N. Webster, F. Guazzetti, O. E. Worsley, a jako ostatni, trzeci z Włochów A. Ferrarin. Gdy Ferrarin kończył pierwsze okrążenie, silnik w jego samolocie zaczął przerywać, a zaraz potem pojawiła się chmura dymu i błysk płomieni. Pilot z trudem zdołał nabrać wysokości i skierował maszynę z powrotem w kierunku bazy San Andrea do awaryjnego lądowania. Chwilę później prowadzący w wyścigu Bernardi również miał awarię silnika i także musiał się wycofać. W rywalizacji pozostał zatem tylko jeden samolot włoski, pilotowany przez F. Guazzettiego, ale był on wolniejszy od wszystkich trzech brytyjskich maszyn i praktycznie nie miał żadnych szans na wygraną. Stawce przewodził S. Kinkead, ale na szóstym okrążeniu jego czasy bardzo się pogorszyły i ostatecznie wycofał się z wyścigu. Po wylądowaniu okazało się, że w jego samolocie pękł kołpak śmigła – dokładnie w miejscu wycięcia na łopatę. Mały fragment pękniętego metalu owinął się wokół nasady łopaty, wywołując bardzo silne wibracje, które groziły dezintegracją silnika. Oceniono, że najprawdopodobniej w ciągu kilku kolejnych sekund lotu śmigło rozpadłoby się całkowicie, a pilot by zginął.

Nie był to jednak ostatni akord tego wyścigu. Na szóstym okrążeniu w samolocie Guazzettiego pękł przewód paliwowy. Stało się to w trakcie pokonywania północnego punktu zwrotnego trasy. Oślepiony benzyną tryskającą na wiatrochron z przebitego przewodu, pilot dosłownie w ostatniej chwili zdołał poderwać samolot i przeleciał tuż nad wypełnionym przerażonymi widzami tarasem Hotelu Excelsior, a następnie bezpiecznie wylądował na lagunie. Tym samym wyścig zakończył się dla Włoch definitywnie.

Ostatecznie rywalizację wygrał por. S. Webster, osiągając średnią prędkość 453,28 km/godz. Drugie miejsce zajął O. Worsley ze średnią prędkością 439,45 km/godz. Obaj lecieli samolotami Supermarine S.5 napędzanymi silnikami Napier Lion VII. Był to silnik dwunastocylindrowy, chłodzony wodą, o mocy 900 KM. Unikalną jego cechą było umieszczenie cylindrów w trzech rzędach, po 4 w każdym z nich, z rozstawem co 60 stopni.

Rozczarowanie drużyny włoskiej porażką na własnym terenie było ogromne. Tym bardziej, że zdawano sobie jednocześnie sprawę z ogromnego potencjału samolotów M.52 i silników AS.3. Dlatego też 22 października M. de Bernardi podjął próbę ustanowienia nowego rekordu świata. Wykonał osiem przelotów nad trzykilometrowym odcinkiem trasy wyścigu, w których osiągnął prędkość 470,46 km/godz. (nowy rekord świata). Kilkanaście dni później poprawił ten wynik i ustanowił nowy rekord świata, lecąc 484,3 km/godz.

Pomimo nieudanego udziału w zawodach pucharowych samolot M.52 wykazywał spory potencjał rozwojowy i dlatego zdecydowano się na wprowadzenie kilku poprawek w konstrukcji płatowca, które pozwoliłyby jeszcze bardziej zwiększyć jego prędkość maksymalną. Zaproponowano między innymi zmniejszenie rozpiętości skrzydeł o około 1 m oraz dalsze ograniczenie masy maszyny. Tak zmodyfikowany samolot oznaczono symbolem M.52R (lub, jak podają niektóre źródła, M.52 bis). 30 marca 1928 r. major M. de Bernaradi po raz kolejny poprawił

rekord świata prędkości maksymalnej wodnosamolotu, który od tego dnia wynosił 512,78 km/godz. Jednocześnie Włoch został pierwszym człowiekiem, który przekroczył samolotem prędkość 300 mil/godz. (482,8 km/godz.).

Calshot, 1929 r.

Zgodnie z regulaminem pucharu Schneidera organizatorem kolejnego wyścigu był brytyjski Aeroklub Królewski (Royal Aero Club). Na miejsce zawodów wyznaczono bazę Calshot w estuarium Southampton Water. Ponadto na wniosek zarówno reprezentacji Wielkiej Brytanii, jak i Włoch FAI zgodziła się tym razem, aby zawody zorganizować co dwa lata, a nie jak dotychczas co rok. Jak już wspomniano, zmiana ta była postulowana wcześniej, ale została ostatecznie zatwierdzona dopiero po zawodach w Wenecji w 1927 r. Wydłużona przerwa miała pozwolić uczestnikom na lepsze przygotowanie maszyn i wyszkolenie załóg.

Macchi M.67

Na zawody w 1929 r. firma Macchi przygotowała nowy samolot, model M.67, będący kolejnym wcieleniem udanego płatowca M.39. Zasadnicze różnice były konsekwencją decyzji o rezygnacji z silników Fiata serii AS.2 i AS.3, które nie były należycie dopracowane i, mimo wielu starań, nadal bardzo awaryjne. Fatalny start Włochów w zawodach weneckich w 1927 r. przepełnił po prostu czarę goryczy. Tym razem M. Castoldi zdecydował się na osiemnastocylindrowy, trójrzędowy, widlasty silnik Isotta-Fraschini Asso o mocy 1800 KM, zaprojektowany przez inżyniera Giustino Cattaneo. Do silnika o zwiększonej mocy dobrano nowe trójłopatowe śmigło wykonane w całości z metalu.

Kadłub samolotu miał konstrukcję mieszaną, podobną do M.39 i M.52: komora silnika, łoże silnikowe oraz mieszcząca główny zbiornik paliwa przednia część kadłuba przed kokpitem były całkowicie metalowe, natomiast tylna część kadłuba wraz z integralnym krzyżowym usterzeniem ogonowym była drewniana. Ster wysokości był kontrolowany sztywnym mechanizmem popychacza z dźwignią, natomiast ster kierunku obsługiwany był za pomocą linek. Skrzydło zachowało praktycznie niezmienioną konstrukcję wewnętrzną – dwa drewniane dźwigary i żebra, również z drewna. Jednak z uwagi na przesunięcie środka ciężkości do przodu w wyniku zastosowania cięższego silnika, powrócono do prostego skrzydła tj. bez skosu zastosowanego w M.52. Zachowano natomiast dwuwypukły profil lotniczy o małej cięciwie i niewielkiej grubości oraz zerowy wznios płatów.



Ryc. 9. Wodnosamolot Macchi M.67. Dobrze widoczny system chłodzenia cieczy w postaci sekwencji rurek mosiężnych na powierzchniach płata oraz na bocznych powierzchniach kadłuba w obrębie kabiny pilota. W tym egzemplarzu chłodnice zamontowano również na wspornikach pływaków oraz na samych pływakach. Widoczne charakterystyczne osłony silnika chroniące trzy rzędy cylindrów

Dane techniczne:
rozpiętość 8,98 m, długość 7,77 m, wysokość 2,97 m, powierzchnia nośna 13,3 m^2, maksymalna masa startowa 2180 kg, prędkość maksymalna około 580 km/godz.

Jednym z głównych zagadnień branych pod uwagę podczas projektowania nowego samolotu była poprawa efektywności odprowadzania ogromnych ilości ciepła wytwarzanego przez potężny silnik. Dlatego zdecydowano się na pokrycie praktycznie całej powierzchni płatów chłodnicami w postaci systemu rurek mosiężnych, przez które przepływała ciecz chłodząca (jedynie końcówki skrzydeł oraz lotki były pokryte sklejką wodoodporną). Oprócz tego chłodnice cieczy zostały zamontowane po obu bokach tylej części kadłuba. Chłodnice oleju wzorem poprzednich modeli pozostawiono na dolnej osłonie silnika. Jeden z trzech zbudowanych egzemplarzy M.67 miał też dodatkowe chłodnice umieszczone na wspornikach pływaków oraz na górnych powierzchniach samych pływaków (patrz Ryc. 9).

Podwozie pływakowe miało konwencjonalną konstrukcję i składało się z dwóch metalowych pływaków, mieszczących wewnętrzne zbiorniki paliwa wykonane z duraluminium. Pływaki były mocowane do kadłuba na wspornikach w kształcie odwróconej litery V i usztywnione stalowymi linkami naciągowymi mocowanymi do dźwigarów skrzydeł oraz kadłuba. Zrezygnowano natomiast z poprzecznych rozpórek łączących pływaki zastępując je dodatkową parą linek naciągowych.

Prace konstrukcyjne rozpoczęto pod koniec 1928 r., ale udało się je ukończyć dopiero w sierpniu 1929 r. Do tego czasu piloci włoscy trenowali głównie na samolotach M.52 i M.52R. Po dostarczeniu pierwszego egzemplarza M.67 oblatywanie samolotu rozpoczął kapitan Giuseppe Motta. W czasie jednego z pierwszych dni testów udało mu się osiągnąć na prostej prędkość 583 km/godz., co było nowym nieoficjalnym rekordem świata. Niestety, 22 sierpnia, na dwa tygodnie przed zawodami doszło do katastrofy. Podczas ćwiczenia zakrętów i przelotów z dużą prędkością samolot pilot wpadł w przeciągnięcie i runął do jeziora Garda, a sam Motta poniósł śmierć na miejscu. Dokładna przyczyna utraty panowania nad maszyną nie została ostatecznie ustalona, ale pojawiły się przypuszczenia, że mogły ją spowodować spaliny silnika dostające się do kabiny i utrata świadomości przez pilota. Aby zapobiec podobnemu wypadkowi w przyszłości, w kabinach dwóch pozostałych M.67 wykonano specjalne dodatkowe otwory wentylacyjne.

Zawody

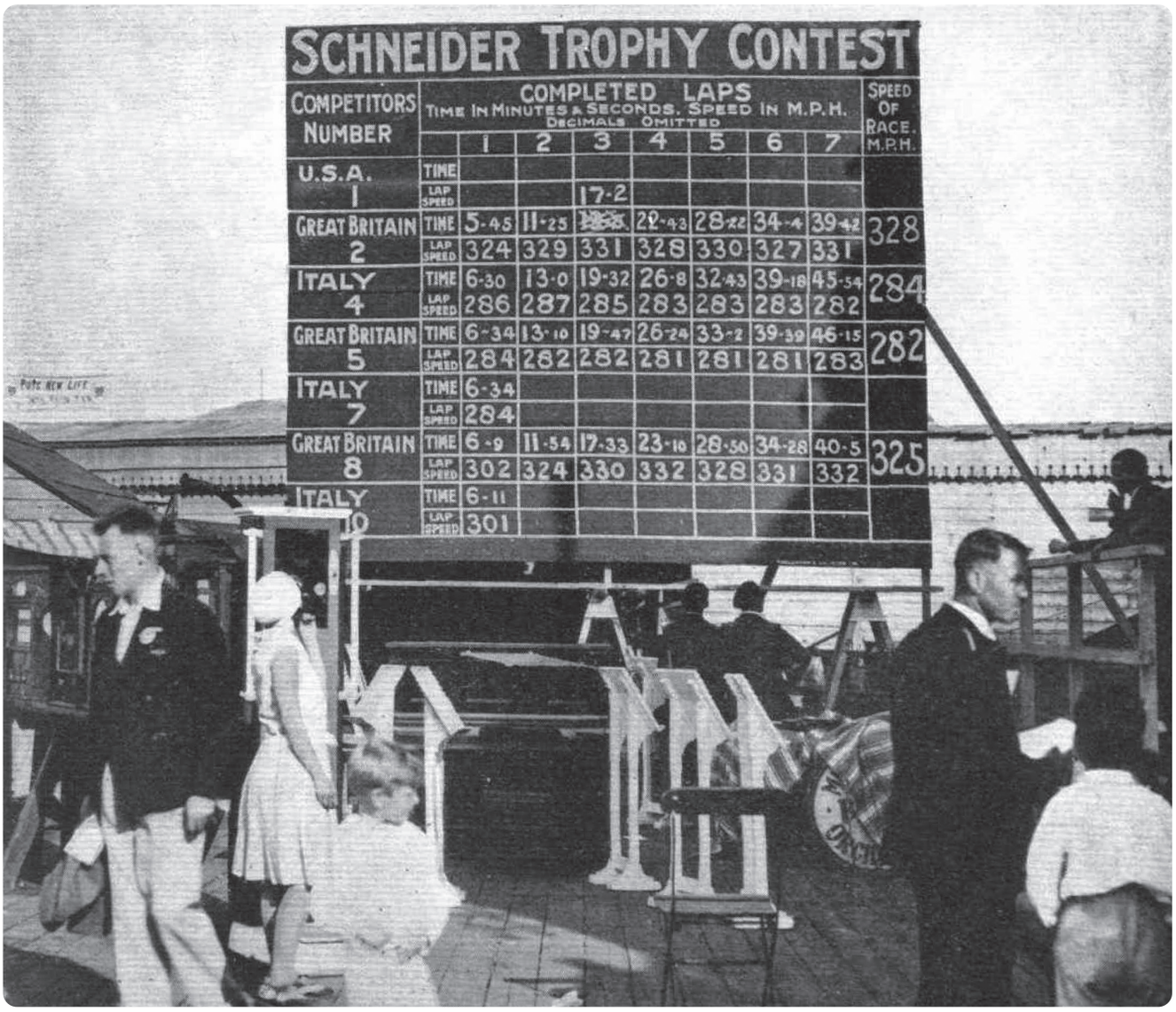
Zawody zaplanowano na 6 i 7 września. Drużyna włoska przybyła na miejsce, do Calshot, na kilka dni przed rozpoczęciem rywalizacji. Reprezentację Włoch stanowiły dwa samoloty M.67, pilotowane przez por. Rella Cadringhera i Giovanniego Montiego, oraz jeden zmodyfikowany egzemplarz z poprzedniej edycji pucharu – M.52R. Pilotem tego samolotu był chorąży Tommaso Dal Molin. Wielka Brytania natomiast przygotowała dwa samoloty Supermarine S.6, pilotowane przez por. Richarda Waghorna i Richarda Atcherleya oraz jeden samolot Supermarine S.5, za sterami którego zasiadał ppor. David Greig.

Loty treningowe przed zawodami rozpoczęły się 4 września. Jako pierwszy z drużyny włoskiej wystartował por. G. Monti. Po około dziesięciu minutach lotu musiał jednak przymusowo lądować. Powodem było pęknięcie jednej z lin usztywniających konstrukcję płata. Znacznie poważniejszą usterkę miał drugi egzemplarz M.67. W czasie próby startu por. R. Cadringhera okazało się, że lewy pływak jego samolotu nadmiernie zanurzał się w wodzie i maszyna niebezpiecznie się przechylała. W efekcie płatowiec nie był w stanie oderwać się od wody. Problem rozwiązano poprzez przepompowanie części paliwa do prawego pływaka i korektę w ustawieniu instalacji paliwowej. Niestety, nie był to koniec kłopotów. W czasie lotów testowych obu egzemplarzy M.67 zauważono, że silniki sprawiały trudności i nie pracowały płynnie przy pełnym otwarciu przepustnicy. Z tego powodu ograniczono ich maksymalną prędkość obrotową o około 400 obr./min, zmieniając nastawienia ograniczników prędkości wału.

Trasę zawodów w Calshot wytyczono na planie czworoboku. Start i meta znajdowały się przy molo w Ryde, dalej trasa wiodła na wschód-południowy-wschód (ESE) nad wody zatoki, na północ od punktu widokowego Seaview. Następnie biegła dalej na północ, w kierunku południowego wybrzeża wyspy Hayling. Kolejny punkt kontrolny znajdował się przy molo South Parade, a ostatni na północ od Cowes. Każdy z punktów orientacyjnych trasy był oznaczony pylonami zamontowanymi na zacumowanych niszczycielach Królewskiej Marynarki Wojennej (Royal Navy).

Jako pierwszy wystartował R. Waghorn na swoim Supermarine S.6, następny był T. Dal Molin w M.52R, a po nim D. Greig. W dalszej kolejności startowali R. Cadringher na M.67, R. Atcherley na Supermarine S.6 i jako ostatni G. Monti na drugim M.67. Po pierwszym okrążeniu kolejność na trasie była zgodna z kolejnością startu. Najszybciej leciał samolot pilotowany przez R. Waghorna, za nim plasował się T. Dal Molin i jako trzeci D. Greig. Na drugim okrążeniu doszło niestety do awarii w samolocie R. Cadringhera. Obłok trujących spalin dostający się do kokpitu zmusił go do wycofania się z rywalizacji. Dym był tak gęsty, że przysłaniał widoczność i praktycznie uniemożliwiał pilotowi normalne oddychanie. Drugi egzemplarz M.67, pilotowany przez G. Montiego, również zakończył wyścig na drugim okrążeniu. Także i w jego samolocie spaliny przedostawały się do kabiny, uniemożliwiając nawigację i pilotowanie samolotu. W pewnym momencie, nie widząc, dokąd leci, zboczył nawet nad ląd. Na domiar złego pękł także przewód w układzie chłodzenia silnika. Wyciekający gorący glikol poważnie poparzył mu nogi, ramiona i barki. Ostatecznie Monti bezpiecznie posadził maszynę, ale musiał być przewieziony do szpitala.

Startujący jako trzeci R. Atcherley, który leciał przed G. Montim, również miał kłopoty. Już po kilku sekundach lotu doszło do rozszczelnienia układu smarowania silnika. Wyciekający olej dostał się na wiatrochron, całkowicie przesłaniając pilotowi widoczność. W efekcie minął on pierwszy pylon od wewnętrznej strony zakrętu, za co został zdyskwalifikowany. Trzem pozostałym w wyścigu samolotom przewodził R. Waghorn. Po tym gdy rozpoczął – jak sądził – ostatnie okrążenie, silnik w jego samolocie zaczął się dławić. Udało mu się pokonać oba punkty zwrotne trasy, ale na ostatniej prostej silnik ostatecznie zgasł. Waghorn był zmuszony do lądowania w pobliżu mola w Ryde, przed linią mety. Gdy zupełnie



Ryc. 10. Fotografia tablicy wyników z rezultatami zawodników na kolejnych okrążeniach trasy wyścigu w Calshot

załamany wysiadał z kabiny swojego samolotu, załoga motorówki, która podpłynęła do niego, by odholować maszynę do brzegu, zaczęła wiwatować i składać gratulacje. Okazało się, że w trakcie wyścigu pomylił się w liczeniu i ostatnie okrążenie było ósmym, a nie jak sądził siódmym. Znaczyło to, że Waghorn wygrał wyścig z czasem 39 min. i 42 s, osiągając średnią prędkość przelotu 528,76 km/godz. Pilotujący M.52R Dal Molin zajął natomiast drugie miejsce, z czasem gorszym o 6 minut. Jego średnia prędkość wyniosła tylko 457,7 km/godz.

Po zakończeniu zawodów Włosi nie mieli wątpliwości, że zostali wyprzedzeni nie tylko w samym wyścigu, ale i w rozwoju techniki – zarówno płatowców, jak i silników. Konstrukcje Macchi M.67 okazały się porażką i tylko dzięki temu, że do zawodów wystawiono również wysłużony M.52 (w miejsce rozbitego we Włoszech M.67 G. Motty), drużyna włoska zdołała ukończyć wyścig.

Zgodnie z regulaminem pucharu następne zawody mieli również zorganizować Brytyjczycy. Na miejsce wyścigu wyznaczono ponownie Calshot, a termin na połowę września 1931 r.

Calshot, 1931 r.

22 października 1929 r. po powrocie z Wielkiej Brytanii odbyło się spotkanie z udziałem przedstawicieli rządu włoskiego, na którym omawiano plany dotyczące nowych maszyn na zawody w 1931 r. Wzięli w nim udział czołowi inżynierowie najważniejszych firm lotniczych. We wnioskach wyciągniętych z niepowodzeń ostatniego konkursu podkreślono między innymi, że w dalszych pracach nad przygotowaniem reprezentacji do kolejnych zawodów będą brane pod uwagę jedynie firmy Macchi i Fiat.

Z analizy wyników ostatnich zawodów i stanu prac badawczych w biurach konstrukcyjnych wynikało przede wszystkim, że Włochy nie dysponują aktualnie żadnym silnikiem o niezbędnej mocy, która wynikała z wyliczeń teoretycznych. Początkowo rozważano zastosowanie dwóch oddzielnych silników w osobnych gondolach, ale koncepcję tę dość szybko zarzucono. Ostatecznie Fiat przedstawił pomysł nowego silnika z przeciwbieżnymi śmigłami, a idea ta od razu spotkała się z entuzjastycznym przyjęciem

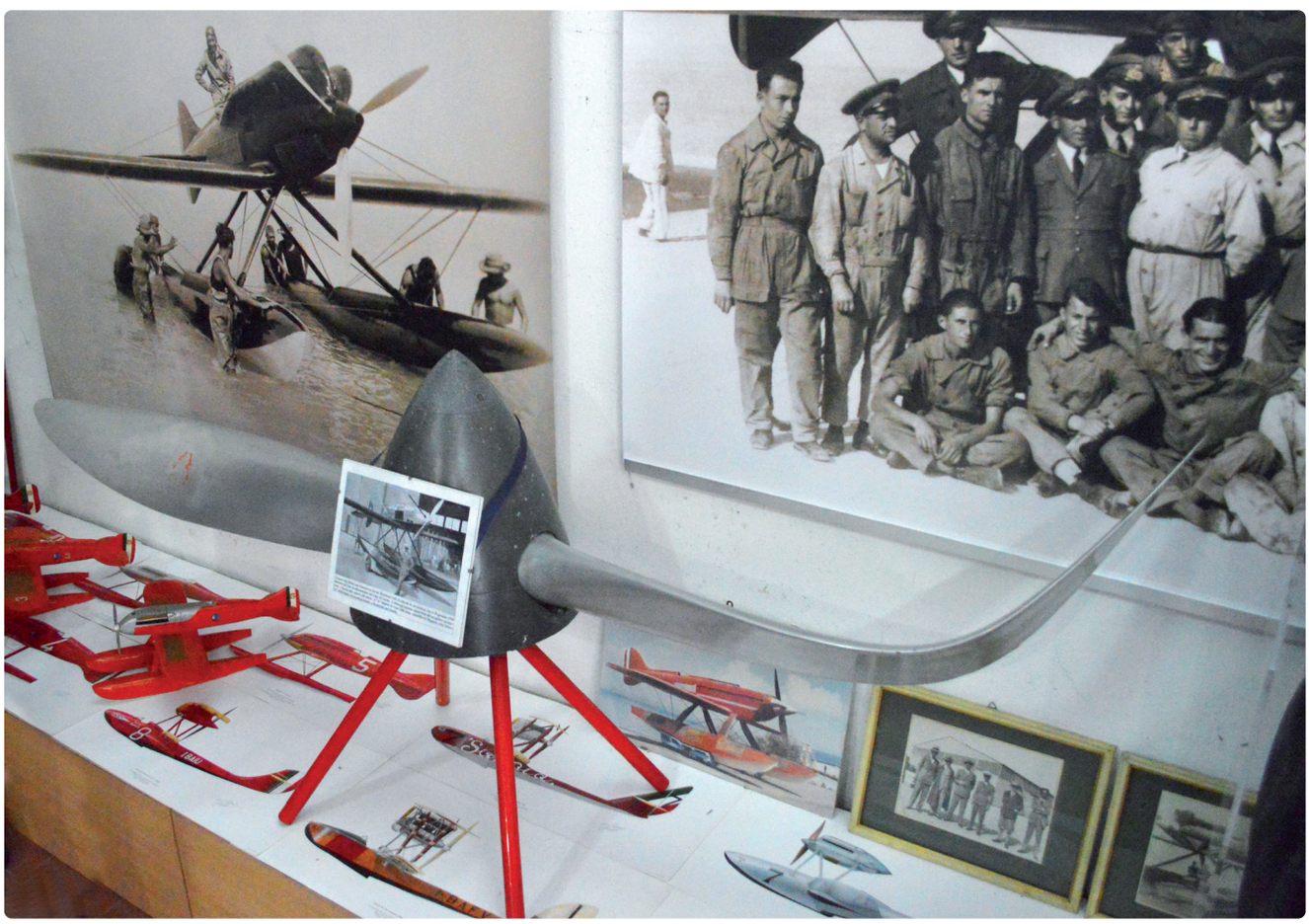
M. Castoldiego. Tym bardziej, że już w 1921 r. domagał się on przeprowadzenia badań tunelowych napędu tego typu. Zasadniczą zaletą tego rozwiązania było ograniczenie niekorzystnych skutków olbrzymiego momentu obrotowego silnika, bardzo utrudniającego pilotom start i pokonywanie zakrętów. Konstruktorem odpowiedzialnym za projekt płatowca został ponownie M. Castoldi. Nowy samolot, oznaczony M.C.72, miał być kolejnym udoskonaleniem linii dotychczasowych samolotów wyścigowych Macchi.

W międzyczasie w bazie lotniczej w Desenzano na południowym krańcu jeziora Garda zorganizowano drugi nabór i kurs specjalistyczny dla pilotów samolotów wyścigowych (Reparto Speciale Alta Velocità). Kierownikiem szkolenia był ppłk. Mario Bernasconi. Zrekrutowano 10 pilotów, słuchaczami byli także dwaj uczestnicy poprzednich edycji pucharu Schneidera – T. Dal Molin i G. Monti. Aż do połowy 1931 r. szkolenia odbywały się na samolotach Macchi M.52 i Macchi M.52R, ale korzystano także z innych maszyn wyścigowych, m.in. Savoia-Marchetti S 65. Właśnie na takim samolocie w styczniu 1930 r. T. Dal Molina podjął próbę ustanowienia rekordu prędkości.

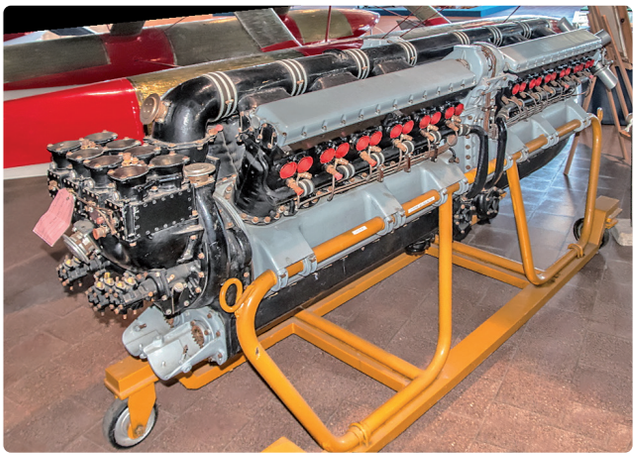
Od 12 września 1929 r. rekord ten należał do Brytyjczyków i wynosił 575.7 km/godz. Został ustanowiony przez Augustusa Orelbara na samolocie Supermarine S6 (N247), na którym R. Waghorn wygrał ostatnią edycję Pucharu Schneidera.

Bicie rekordu zaplanowano na połowę stycznia 1930 r., samolot miał pilotować T. Dal Molin – uczestnik zawodów w Calshot w 1929 r. i jednocześnie jeden z najbardziej doświadczonych pilotów Szkoły Dużych Prędkości Królewskich Sił Powietrznych. Loty próbne odbyły się 17 stycznia, zaś bicie rekordu zaplanowano na kolejny dzień. 18 stycznia Dal Molin podjął trzy próby startu, ale musiały one zostać przerwane z powodu nierównego obciążenia powodującego zbaczanie z kursu. Podczas czwartej próby maszyna wzbiła się w powietrze i bardzo gwałtownie nabierała wysokości. W efekcie doszło do przeciągnięcia i samolot runął do wody, grzebiąc pilota. Dal Molin zginął dokładnie w dniu swoich 28. urodzin. Nigdy ostatecznie nie ustalono dokładnej przyczyny katastrofy, ale podejrzewa się, że doszło do zablokowania steru wysokości.

Po mniej więcej roku prac projektowych i testów główny inżynier zakładów Fiata T. Zerbi przedstawił własny projekt nowego silnika. Była to jednostka składająca się zasadniczo z dwóch połączonych szeregowo dwunastocylindrowych silników AS.5 o mocy 1 500 KM każdy. Korbowody obu tych silników nie były jednak połączone ze sobą mechanicznie. Każdy z nich napędzał jeden z dwóch



Ryc. 11. Śmigło samolotu Savoia-Marchetti S 65, którym Dal Molin rozbił się o wody jeziora Garda w czasie przygotowań do zawodów w Calshot. Po wydobyciu wraku samolotu śmigło zostało przekazane matce pilota. Aktualnie jest eksponowane w Muzeum Historycznym im. Dal Molina w Vicenzy. Na fotografii zwraca uwagę częściowo starta czerwona litera „A" namalowana na łopacie i oznaczająca przynależność samolotu do Szkoły Lotniczej Dużych Prędkości Królewskich Sił Powietrznych



Ryc. 12. Silnik Fiat AS.6. – modułowa konstrukcja składająca się z dwu silników AS.5. Doskonale widoczny rząd kanałów dolotowych i wylotowych z poszczególnych cylindrów

Dane techniczne:
24 cylindry w układzie V, średnica 138 mm, skok 140 mm, poj. skokowa 50,25 l, masa 920 kg, sprężarka odśrodkowa, jednostopniowa 19 000 obr./min, ciśnienie doładowania 1,82 bara, moc max. ok. 3000 KM

przeciwbieżnych współosiowych wałów, które z kolei napędzały dwa przeciwbieżne śmigła. Dodatkowo silnik był doładowany sprężarką odśrodkową. Zdecydowano się na zintegrowany pojedynczy układ dolotowy do obu silników i wspólne sterowanie przepustnicą. Również układ zapłonowy był wspólny dla obu silników. Nowa jednostka, oznaczona AS.6, była ogromna, miała pojemność skokową nieco ponad 50 000 cm^3 i już podczas pierwszych testów osiągała moc 2840 KM. Poza nowatorską konstrukcją silnik AS.6 cechował się doskonałym stosunkiem mocy do powierzchni czołowej, dzięki niewielkiej jej wartości, która wynosiła 0,58 m^2.

Pierwszy egzemplarz M.C.72 dotarł do Desenzano w czerwcu 1931 r., a do przeprowadzenia początkowych testów wybrano pilota G. Montiego. Zaledwie po 2 minutach pierwszego lotu pilot musiał lądować awaryjnie. Choć na stanowisku testowym silnik AS.6 pracował bardzo dobrze, to w powietrzu pojawiły się jednak problemy z układem zasilania w paliwo. Po wprowadzeniu zmian w układzie dolotowym sytuacja poprawiła się tylko nieznacznie. Kolejne loty wykazały, że gaźnik działał poprawnie tylko w niskim zakresie obrotów, przy pełnym otwarciu przepustnicy występował tzw. zapłon wsteczny, czyli zapłon mieszanki w kolektorze dolotowym silnika. Ponadto oba śmigła rzadko obracały się synchronicznie, utrudniając pilotowi utrzymanie kursu.

Do kolejnej tragedii doszło w czasie przygotowań do wyścigu w dniu 2 sierpnia. Podczas lotu testowego zginął G. Monti. Przyczyną były ponownie problemy z zapłonem silnika, w następstwie których jego samolot wpadł w korkociąg i runął do jeziora Garda. Był to bardzo poważny cios dla drużyny. Ponieważ w drugim egzemplarzu samolotu również występowały podobne problemy z układem zasilania, pojawiły się poważne wątpliwości, czy Włosi w ogóle wezmą udział w konkursie.

Problemów ze swoimi samolotami – Bernard HV.42/HV.120 i Nieuport-Delage NiD.450 – doświadczała także ekipa z Francji. Tam również doszło do kilku katastrof, w wyniku których zginęli piloci przygotowujący się do zawodów Pucharu Schneidera. W związku z tymi tragicznymi wydarzeniami rankiem 3 września attaché lotniczy Francji w Londynie złożył wizytę sekretarzowi aeroklubu brytyjskiego i poprosił o co najmniej sześciomiesięczne odroczenie zawodów. Jeszcze tego samego dnia podobną wizytę złożył przedstawiciel Włoch. Argumentowano, że żadna z ekip nie jest w pełni gotowa do zawodów, gdyż zginęli doświadczeni piloci, stracono część maszyn, a te, które pozostały nie są dostatecznie bezpieczne. Royal Aero Club odpowiedział niemal natychmiast, stwierdzając, że poza kilkudniowym odroczeniem wynikającym z warunków pogodowych, regulamin nie przewiduje żadnego przesunięcia terminu zawodów. W związku z tym ich program zostanie zrealizowany zgodnie z planem. Wobec takiego stanowiska 5 września obie reprezentacje złożyły deklarację o rezygnacji z udziału w zawodach.

Jedynym uczestnikiem była zatem Wielka Brytania. W wyścigu, choć trudno w tych okolicznościach nazwać ten przelot wyścigiem, Brytyjczyków reprezentował por. John Boothman, który, pilotując Supermarine S.6B, osiągnął na trasie 350 km średnią prędkość 547 km/godz. Tym samym, ponieważ było to trzecie zwycięstwo z rzędu przedstawiciela Wielkiej Brytanii, Puchar Schneidera przeszedł na własność Royal Aero Clubu. Aktualnie statuetka jest eksponowana w Muzeum Nauki (Science Museum) w Londynie. Wyścig w Calshot w 1931 r. był 12 z kolei konkursem o puchar J. Scheidera, a zarazem i ostatnim.

Macchi M.C.72

Przygotowywany na zawody w 1931 r. samolot Macchi M.C.72 wprawdzie ostatecznie nie wziął w nich udziału, ale z pewnością zasługuje na bliższe omówienie. Konstrukcja była raczej ewolucją poprzednich modeli M.39, M.52 i M.67, niż zupełnie nowym samolotem. Zasadniczą zamianą było przeprojektowanie przedniej części kadłuba, tak aby zmieścić nową jednostkę napędową o długości aż 3,365 m. W celu uzyskania jak najmniejszej powierzchni czołowej samolotu wszystkie przekroje poprzeczne kadłuba zostały ściśle dopasowane do powierzchni czołowej silnika. W efekcie kabina pilota była bardzo ciasna i pozbawiona drzwiczek bocznych w kadłubie. Można było do niej wsiąść tylko po odchyleniu do przodu mocowanego na zawiasie wiatrochronu. Rozwiązanie to w zasadzie nie dawało pilotowi żadnych szans ratunku w przypadku konieczności szybkiego opuszczenia kabiny.

Przednia część kadłuba oraz komora silnikowa były w całości metalowe. Oba te segmenty zostały całkowicie zakryte osłonami wykonanymi z aluminiowych paneli. Tylna część kadłuba, za kokpitem, była wykonana w całości z drewna i składała się z drewnianych wręg połączonych podłużnicami oraz listwami wzmacniającymi. Zastosowano pokrycie ze sklejki. Usterzenie samolotu było również wykonane z drewna i miało charakterystyczny układ krzyżowy – podobnie jak



Ryc. 13. Wodnosamolot Macchi M.C.72. Bardzo dobrze widoczne dwa niezależne śmigła, powiększona chłodnica oleju bezpośrednio za kołpakiem oraz rząd 12 rur wydechowych. Zwraca uwagę także rozbudowany układ chłodnic na wspornikach pływaków i na samych pływakach

Dane techniczne:
rozpiętość 9,48 m, długość 8,32 m, wysokość 3,3 m, powierzchnia nośna 15,0 m^2, maksymalna masa startowa 2907 kg, prędkość maksymalna ponad 700 km/godz.

w M.52, znaczna część statecznika pionowego znajdowała się poniżej linii kadłuba. Ster kierunku był niedzielony.

Silnik AS.6 napędzał dwa metalowe, dwułopatowe, przeciwbieżne śmigła o stałym skoku i średnicy 2,59 m. Zastosowanie dwu śmigieł zamiast pojedynczego miało sporo zalet. Śmigła obracające się w przeciwne strony wzajemnie niwelowały oddziaływanie momentu obrotowego silnika na płatowiec. Zjawisko to w przypadku wodnosamolotów jest szczególnie niepożądane. Śmigło, obracając się wokół własnej osi, wytwarza bowiem moment, który dąży do obrotu płatowca wokół jego osi wzdłużnej w kierunku przeciwnym do kierunku obrotu śmigła. W przypadku samolotów lądowych moment ten jest absorbowany przez amortyzator goleni podwozia, ale w przypadku wodnosamolotów powoduje on, że jeden pływak głębiej się zanurza i samolot się przechyla. W efekcie powstaje znaczna nierównowaga oporu hydrodynamicznego po obu stronach samolotu, która bardzo utrudnia start maszyny. Inną zaletą przyjętego układu dwu śmigieł było zmniejszenie powierzchni czołowej płatowca. Wynika to z faktu, że śmigła te miały mniejszą średnicę niż w przypadku gdyby zastosowano śmigło pojedyncze. Kolejną korzyścią mniejszej średnicy było wyeliminowanie ryzyka, że końcówki łopat osiągną prędkość okołodźwiękową przy wysokich obrotach silnika.

W odróżnieniu od poprzednich modeli, skrzydło samolotu M.C.72 było konstrukcji całkowicie metalowej. Zastosowano dwa dźwigary wykonane z duraluminium, a dodatkowe usztywnienie konstrukcji stanowiły linki wyprowadzone z łoża silnika do dźwigarów. Powierzchnię zewnętrzną płatów praktycznie w całości pokryto chłodnicami powierzchniowymi wykonanymi z płaskich rurek mosiężnych, podobnie jak w modelach M.52 i M.67. Jedyną istotną różnicą był natomiast fakt, że w modelu M.C.72 chłodnice te nie pokrywały krawędzi natarcia płata. Ponadto zainstalowano dodatkowe chłodnice na wspornikach pływaków oraz powiększono te na samych pływakach. Zrezygnowano natomiast z chłodnic na bocznych powierzchniach kadłuba, co było stosowane w modelu M.67. Chłodnica oleju została powiększona w stosunku do poprzednich typów i obejmowała teraz całą przednią spodnią powierzchnię osłony silnika oraz dodatkowo część jej powierzchni bocznych.

Przeprojektowano całkowicie podwozie pływakowe. Dzięki zastosowaniu dwu przeciwbieżnych śmigieł pływaki mogły być mniejsze. Skonstruowano je w całości z metalu i były mocowane do kadłuba na dwóch parach szerokich zastrzałów w kształcie odwróconej litery V. W odróżnieniu od modelu M.67 tym razem zastosowano rozpórki między pływakami. Wykonano je z cienkich prętów stalowych o aerodynamicznym profilu przekroju poprzecznego.



Ryc. 14. Zbliżenie na wspornik pływaka modelu M.C.72 – dobrze widoczne poszczególne rurki systemu chłodzenia. Zwraca uwagę również aerodynamiczny profil samego wspornika

Rekord świata

Po tym jak 13 września 1931 r. Wielka Brytania zdobyła Puchar Schneidera na własność, Włochy postanowiły podjąć kolejną próbę ustanowienia oficjalnego rekordu prędkości w powietrzu. Innowacyjne rozwiązania konstrukcji samolotu M.C.72 i wyniki dotychczasowych prób wskazywały, że są na to realne szanse. Poza tym dużą rolę odgrywała z pewnością urażona duma i wieloletni udział firmy Macchi w kolejnych edycjach Pucharu Schneidera. Mając jednak na uwadze wciąż występujące problemy z układem zasilania silnika AS.6, zaproszono do współpracy Roda Banksa, brytyjskiego specjalistę od paliw, aby pomógł rozwiązać te problemy.

Już w czasie wstępnych rozmów ustalono, że testy przeprowadzone w hamowni silnikowej nie w pełni odpowiadały warunkom panującym w czasie lotu. R. Banks przekonał przedstawicieli Fiata do zainstalowania w komorze testowej dużego wentylatora, który symulowałby warunki lotu, m.in. dostarczając do silnika powietrze pod ciśnieniem odpowiadającym warunkom lotu. Specjalista opracował również nową mieszankę paliwową, łączącą benzol, benzynę ołowiową i alkohol etylowy. Po serii testów symulujących przeloty na trasie o długości 3 km z prędkością maksymalną, silniki przeznaczone do bicia rekordu zostały dopracowane i wysłane do Desenzano w celu zamontowania w samolocie M.C.72.

W kwietniu 1933 r. podjęto próbę bicia rekordu. Maszynę pilotował chorąży Francesco Agello – w czasie przelotu na trzykilometrowym odcinku pomiarowym uzyskał wynik 682,078 km/godz., co było nowym rekordem świata. Równo osiemnaście miesięcy później, 23 października 1934 r., lecąc tym samym samolotem poprawił swój wynik, osiągając 709,21 km/godz. Rekord ten utrzymuje się do dziś i jest to najwyższa prędkość, jaką kiedykolwiek osiągnął wodnosamolot z napędem śmigłowym. Wynik ten jest też bez wątpienia świadectwem prawdziwego kunsztu inżynierskiego włoskiego zespołu projektowego i jego głównego konstruktora M. Castoldiego.



Ryc. 15. Pilot Francesco Agello.

Podsumowanie

Pierwsza edycja Pucharu Schneidera odbyła się w 1913 r. w Monako, podobnie jak i zawody w kolejnym roku. Podczas I w. św. wyścig z oczywistych względów został zawieszony. Po zakończeniu działań wojennych został wznowiony w 1919 r., a potem rozegrano jeszcze dziewięć kolejnych edycji. W 1931 r. odbyły się ostatnie zawody, podczas których Wielka Brytania zdobyła puchar na własność.

W założeniach wyścigi miały zachęcić do rywalizacji międzynarodowej i do rozwoju szybkich i niezawodnych samolotów komercyjnych. Tak jednak się nie stało. Rozgrywki pucharowe doprowadziły przede wszystkim do bardzo gwałtownego rozwoju silników lotniczych. Wynikało to z faktu, że start z powierzchni wody wymaga znacznie większej mocy silnika niż start z tradycyjnego pasa startowego. W ciągu 12 edycji, począwszy od 1913 r., na 1931 r. skończywszy, moc silników wzrosła ze 160 do 3000 KM, a średnia prędkość wodnosamolotów na trasie wyścigu wzrosła z 72,6 km/godz. do 547,6 km/godz. Maksymalna prędkość wzrosła zaś ze 112 km/godz. do 709 km/godz.

Opracowano niezwykle szybkie samoloty jednomiejscowe, których celem było tylko i wyłącznie wygranie wyścigu, bez istotnego znaczenia dla lotnictwa cywilnego i przewozów pasażerskich, jak planował wcześniej J. Schneider. Maszyny te były zawodne, często niedopracowane, a nawet wręcz niebezpieczne dla pilota, o czym świadczą licznie wypadki ze skutkiem śmiertelnym. Konstrukcje te zostały później zaadaptowane do celów wojskowych i stały się podstawą do budowy brytyjskich, włoskich i amerykańskich samolotów myśliwskich końca lat 30. XX w. i początkowego okresu II w. św. Najbardziej wymownym tego przykładem jest samolot Supermarine Spitfire, podstawowy samolot myśliwski RAF produkowany przez cały okres II w. św. Jego protoplastą była zwycięska maszyna edycji pucharu z 1931 r. Supermarine S.6 wyposażona w silnik Rollce-Roycea.

Dla firmy Nieuport-Macchi, która od 1923 r. nosiła nazwę Aeronautica Macchi, okres międzywojenny miał szczególne znaczenie historyczne ze względu na spektakularny postęp lotniczy, którego świadectwem był udział samolotów tej wytwórni w licznych rajdach, wyścigach i przede

wszystkim w Pucharze Schneidera. Aeronautica Macchi była jednym z głównych uczestników tych zawodów, a jej światowa sława przez długi czas związana była z rekordem prędkości ustanowionym w 1934 r. przez samolot M.C.72 – rekordem absolutnym, który do dziś pozostaje niepobity w kategorii wodnosamolotów z silnikiem tłokowym. Przedsiębiorstwo Macchi istnieje do dziś, aktualnie pod nazwą Alenia Aermacchi, i jest wiodącą włoską firmą zajmującą się projektowaniem i produkcją wojskowych samolotów treningowych. Od 2016 r. jest częścią włoskiego koncernu przemysłowego Leonardo.

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] Glance, J. (2020). *Wings Over Water. The Story of the Wolrd's Greatest Air Race and the Birth of the Spitfire.* Londyn: Atlantic Books. 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: 28.11.2025].

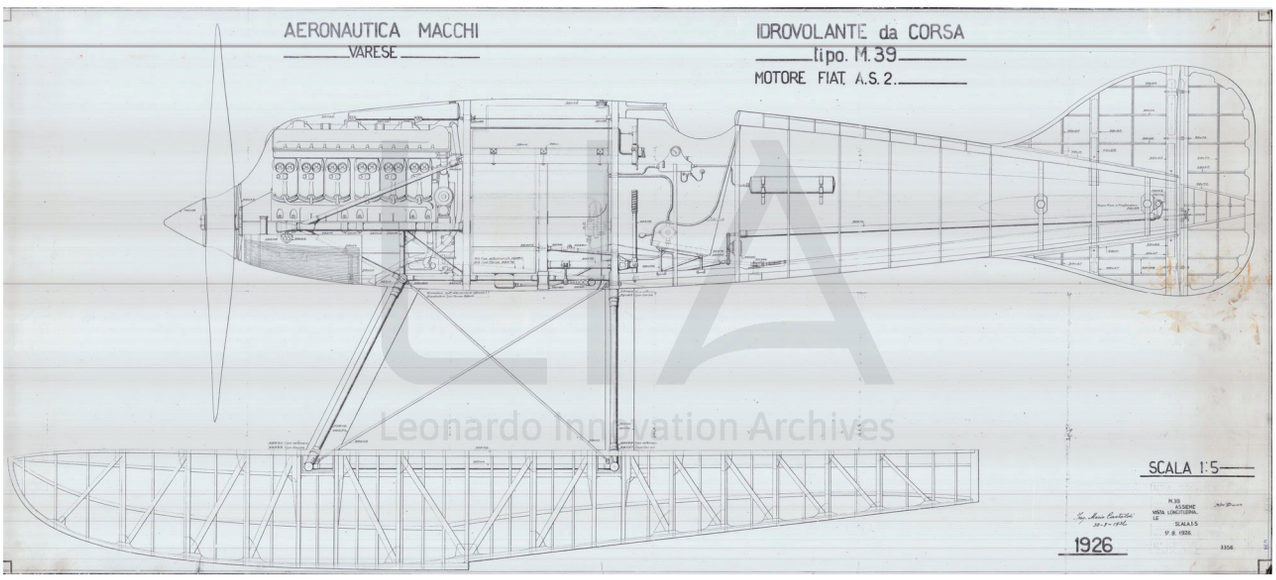
[9] Byttebier, H.T. (1972). The Curtiss D-12 Aero Engine. Smithsonian Annals of Flight, No 7.

Źródła ilustracji

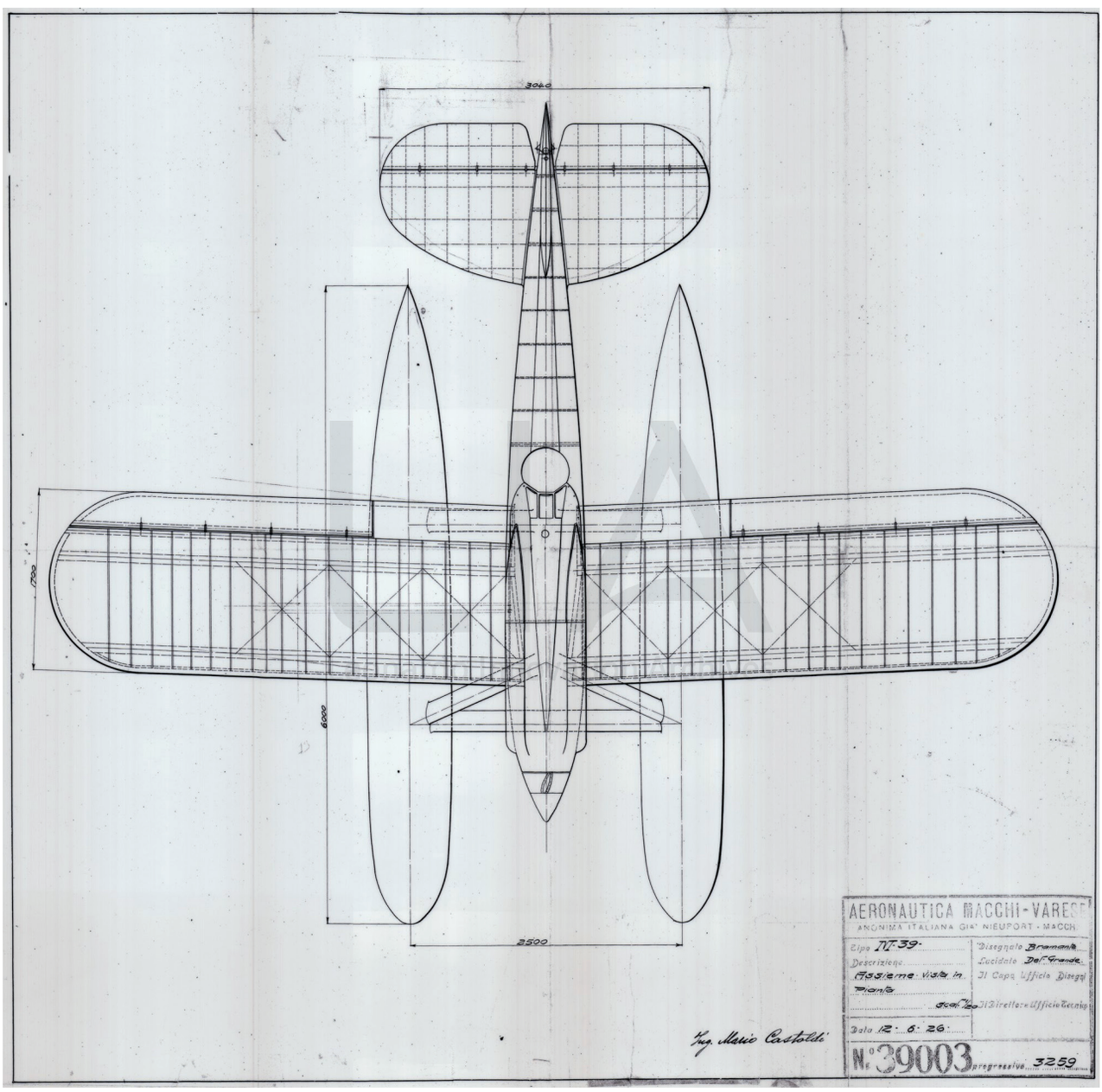
Leonardo Innovation Archives, Centro di Documentazione Storica Aermacchi: Ryc. 3, Ryc. 4, Ryc. 6, Ryc. 7, Ryc. 8
Archiwum własne autora: Ryc. 5, Ryc. 9, Ryc. 12, Ryc. 13, Ryc. 14
Wikipedia/Wikimedia Commons public domain: Ryc. 1b, Ryc. 2, Ryc. 11
Smithsonian National Air and Space Museum: Ryc. 1a,
Internet Archive https://archive.org**:** Ryc. 10 [dostęp 10.VIII.2025]



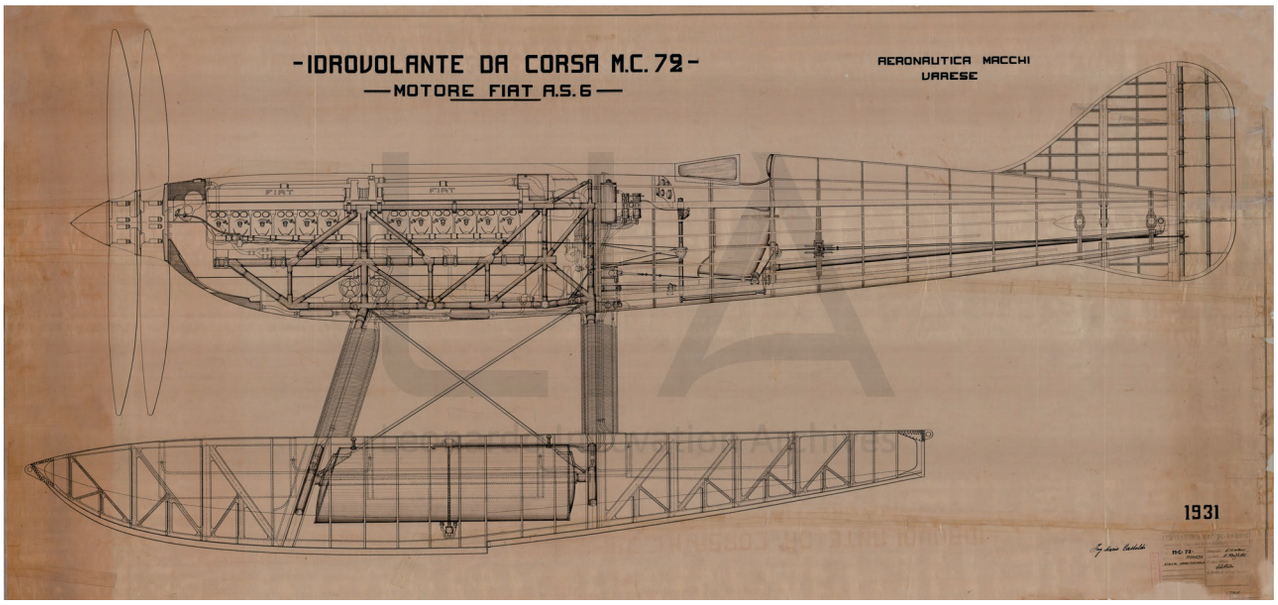
Ryc. 16. Pilot Francesco Agello przed samolotem M.C.72 bezpośrednio po ustanowieniu rekordu świata 709,21 km/godz.



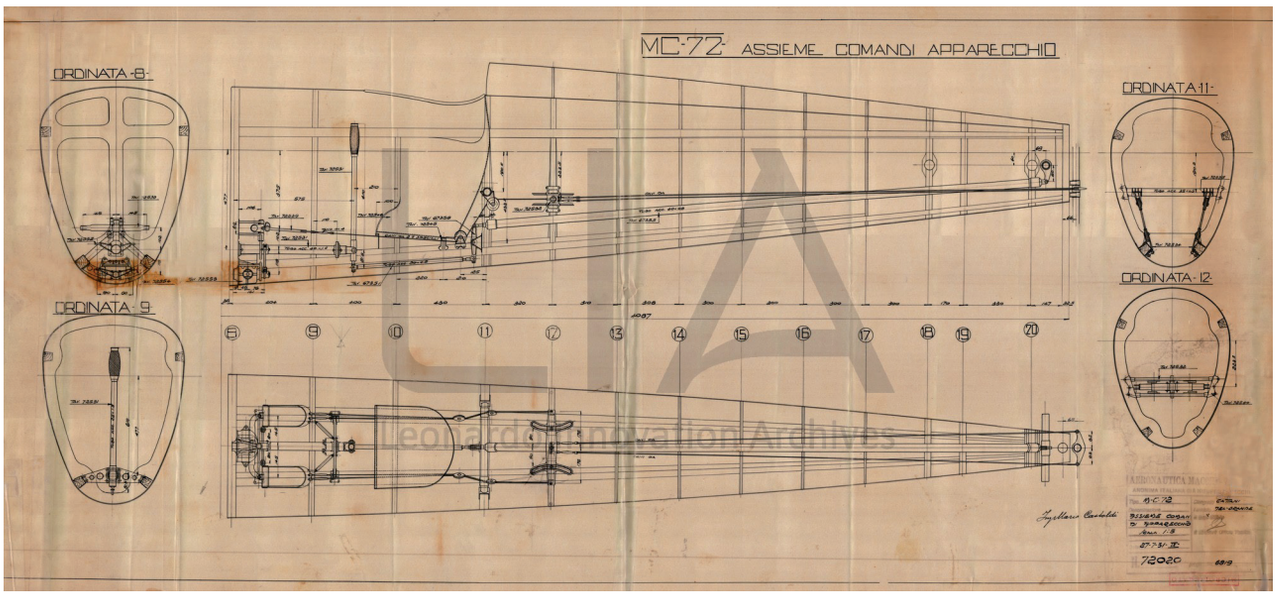
Samolot M.39 – przekrój poprzeczny kadłuba



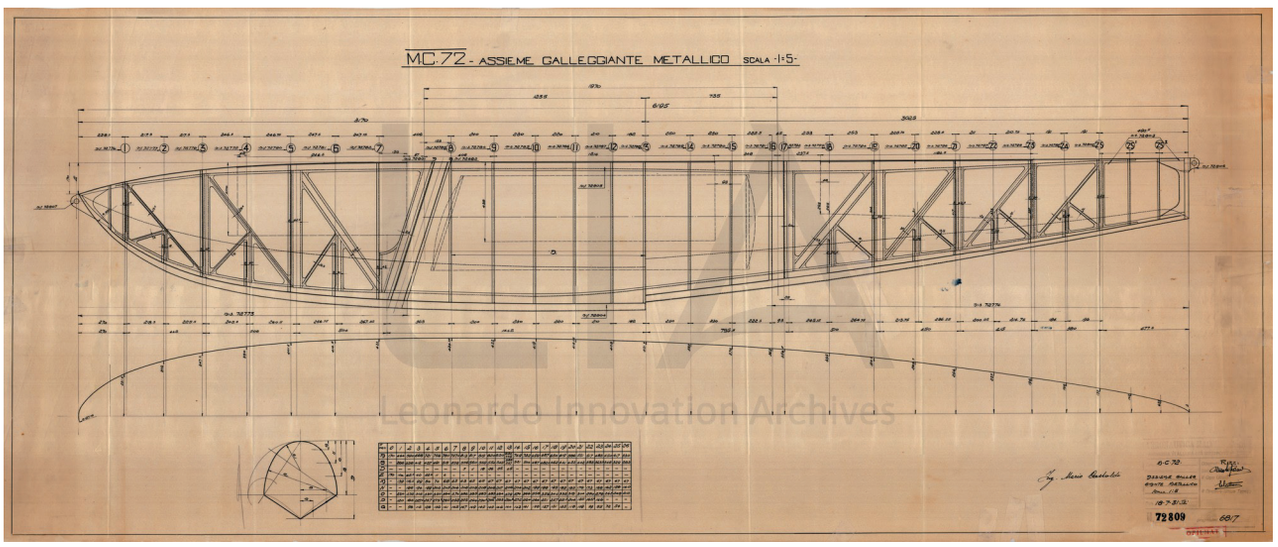
Samolot M.39 – rzut z góry



Samolot M.C.72 – przekrój poprzeczny kadłuba, widoczne m.in. mocowanie silnika oraz zbiorniki paliwa w pływakach



Samolot M.C.72 – przekrój poprzeczny kadłuba i szczegóły układu sterowania



Samolot M.C.72 – szczegóły konstrukcji wewnętrznej pływaków

Zespół do stworzenia dokumentacji samolotu Lublin R-XIII

Jarosław Mądro,
Politechnika Lubelska, entuzjasta lotnictwa

Dnia 04.12.2025 r. Rektor Politechniki Lubelskiej prof. dr hab. inż. Zbigniew Pater powołał zespół mający się podjąć realizacji zadania „Budowa latającej repliki samolotu Lublin R-XIII".

Od czasu podpisania porozumienia pomiędzy Fundacją Lotniczy Lublin, Miastem Lublin i Politechniką Lubelską do wyłonienia zespołu minęło kilka miesięcy. Nie był to jednak czas stracony.

W tym okresie opowiadaliśmy o idei projektu i pokazywaliśmy model Lublina na wystawach, Lubelskim Festiwalu Nauki oraz na spotkaniu-wykładzie mojego autorstwa na Wydziale Historii UMCS. Odbyło się też kilka spotkań z ewentualnymi sponsorami.

Odkąd zrodziła się myśl o budowie repliki Lublina spotkaliśmy się ze skrajnie różnymi reakcjami, począwszy od zachwytu, poprzez obojętność, na pytaniach o cel przedsięwzięcia skończywszy.

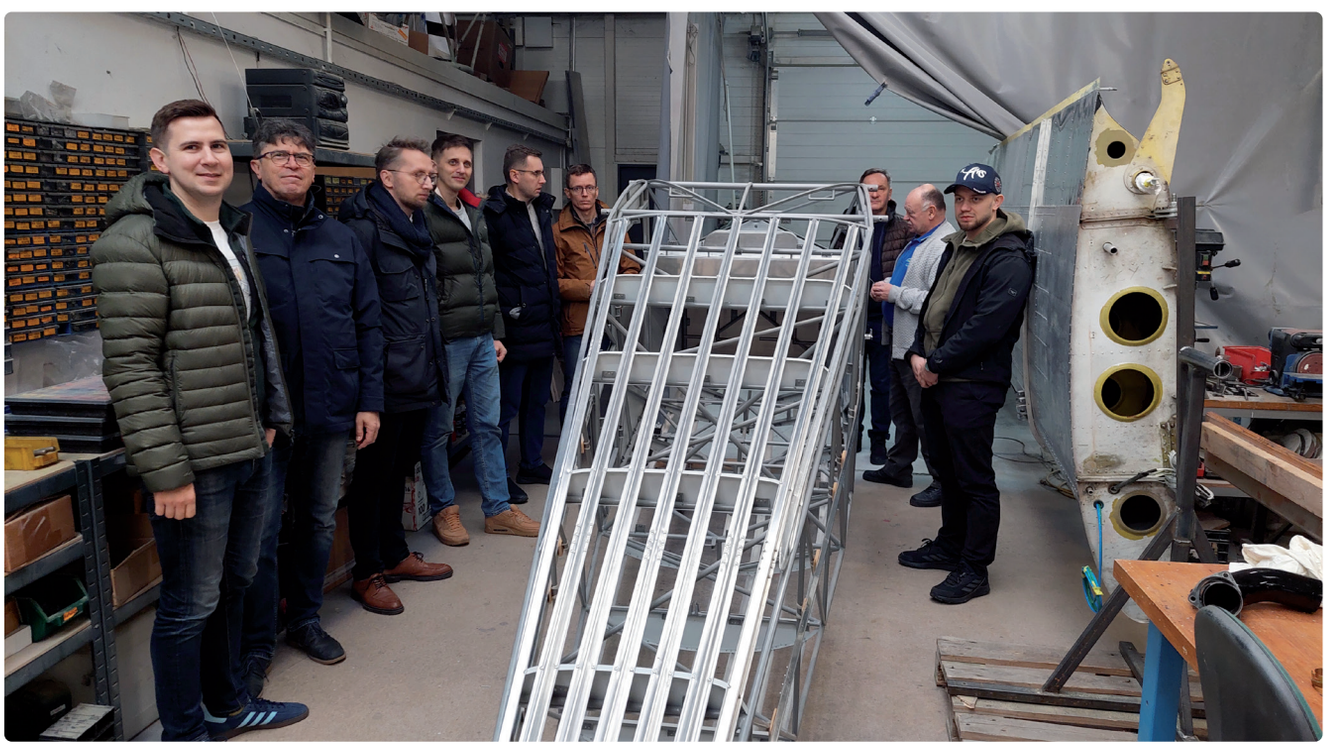
W międzyczasie udało nam się zgromadzić chyba wszystko, co zostało dotąd opublikowane o samolocie Lublin R-XIII, a dzięki uprzejmości pana Marka Trojanowicza (pasjonata lotnictwa, który zebrał bardzo dużo materiałów archiwalnych o Lublinie R-XIII) mamy również dostęp do tego, co nie zostało nigdy opublikowane.

Za zgodą dyrekcji Archiwum Państwowego w Lublinie otrzymaliśmy również dostęp do zasobów archiwalnych dotyczących Zakładów Mechanicznych Plage i Laśkiewicz, gdzie powstawał samolot.

Budowa repliki zostanie wykonana w TZL Henryk Wicki w Świdniku. 06.12.2025 r. zespół powołany przez pana Rektora był tam z wizytą, by ustalić z panem Henrykiem harmonogram tworzenia dokumentacji i szczegóły konstrukcyjne. Powołany w grudniu zespół projektowy czuwa nad tym, aby dokumentacja samolotu została przygotowana w sposób jak najbardziej profesjonalny. Przy okazji zależy nam na tym, by przekazać wiedzę studentom Politechniki Lubelskiej i zarazić ich zamiłowaniem do latających konstrukcji. Doświadczenie zdobyte podczas realizacji projektu naukowcy wraz ze studentami wykorzystają do dalszych prac badawczych i porównawczych.

Do pracy nad samolotem pozyskaliśmy partnerów, są to:

- Dassault Systemes – firma, która udostępni platformę 3DExperience, gdzie zostanie wykonany projekt samolotu.
- Firma Technia Sp. z o.o. z Poznania – będzie wspomagała proces obliczeń numerycznych konstrukcji samolotu z wykorzystaniem programu Abaqus.



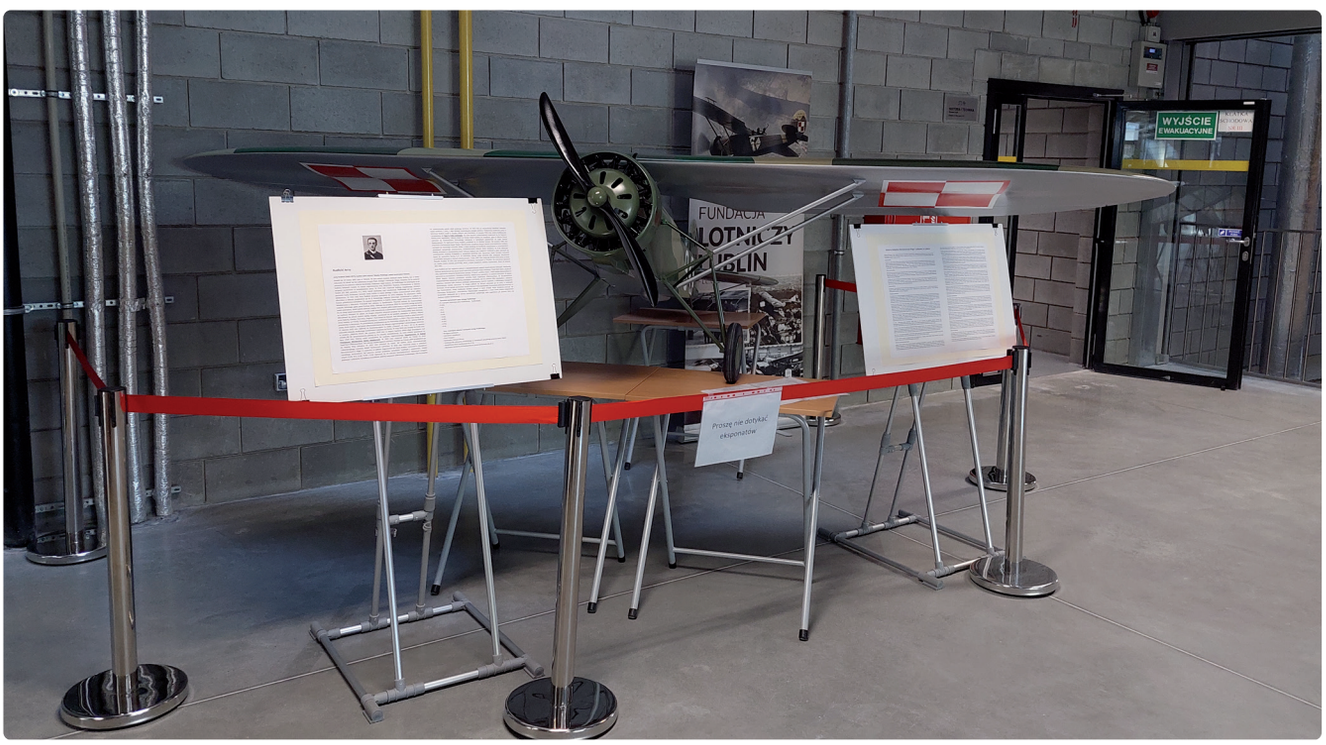
Ryc. 1. Zespół projektowy przy kadłubie RWD 6 – samolocie-legendzie. Zachęcamy do wsparcia inicjatywy budowy tych obu samolotów



Ryc. 2. Zespół projektowy

- Zakład Obróbki Plastycznej Sp. z o.o. ze Świdnika – będzie współpracować przy wytwarzaniu elementów konstrukcyjnych samolotu.
- Vena Art Sp. z o.o. z Lublina – firma, z którą współpracujemy w zakresie promocji projektu.

Chęć pomocy naszych partnerów i ich entuzjazm dla projektu budowy legendarnego samolotu są świadectwem, że dbanie o wspólną lotniczą historię może mieć mecenasów. A jeśli ktoś ma jeszcze wątpliwości i pytania o cel tych działań, mamy jedną odpowiedź: tak trzeba przez szacunek dla naszej wspólnej historii.



Ryc. 3. Obecnie model „wita" studentów, pracowników Politechniki oraz gości w holu „Rdzewiaka", czyli budynku Centrum Innowacji i Zaawansowanych Technologii na Politechnice Lubelskiej



Ryc. 1. Airbus A330neo i A350 (źródło: Airbus, 2015)

Kryteria wyboru silników napędowych do samolotów pasażerskich na przykładzie AIRBUS A330neo oraz A350

Kinga Joskowska, Piotr Bieńkowski
Państwowa Akademia Nauk Stosowanych w Chełmie

Streszczenie
Artykuł dotyczy analizy przyczyn, dla których w programie modernizacji samolotu Airbus A330 do wersji A330neo nie zastosowano silników Rolls-Royce Trent XWB znanych z modelu A350. Przedstawiono główne założenia konstrukcyjne programu A330neo oraz opisano zakres zmian wprowadzonych w stosunku do wcześniejszej wersji A330ceo (Current Engine Option). Scharakteryzowano zastosowane silniki Rolls-Royce Trent 7000 i porównano je z jednostkami Trent XWB pod względem parametrów technicznych, konstrukcji oraz dostosowania do specyficznych wymagań płatowca. Omówiono także czynniki ekonomiczne i logistyczne, w tym koszty przeprojektowania płatowca, pozycjonowanie rynkowe A330neo względem A350 oraz wpływ współpracy z firmą Rolls-Royce na realizację programu. Przedstawiono wymagania certyfikacyjne związane z ewentualną integracją silników Trent XWB z konstrukcją A330 oraz wynikające z tego ryzyka finansowe i czasowe. W artykule wykazano, że decyzja o wyborze silników Trent 7000 była uzasadnionym kompromisem między efektywnością technologiczną a opłacalnością ekonomiczną, co pozwoliło utrzymać konkurencyjność A330neo jako nowoczesnej, lecz mniej kosztownej alternatywy dla Airbusa A350.

Słowa kluczowe: *Airbus A330neo, Rolls-Royce Trent 7000, Rolls-Royce Trent XWB, modernizacja samolotu, certyfikacja EASA/FAA, analiza ekonomiczna*

Wprowadzenie

Rodzina samolotów Airbus A330 od momentu debiutu w latach 90. XX w. stanowi jeden z filarów segmentu szerokokadłubowych samolotów pasażerskich średniego i dalekiego zasięgu. Dzięki elastyczności konstrukcji, szerokiemu wachlarzowi wersji oraz niezawodności, A330 zdobył uznanie linii lotniczych na całym świecie [1]. W odpowiedzi na rosnące wymagania rynku dotyczące efektywności paliwowej i redukcji emisji, Airbus podjął decyzję o modernizacji samolotu, wprowadzając A330neo (*New Engine Option*) – wersję napędzaną nowoczesnymi silnikami Rolls-Royce Trent 7000 oraz wyposażoną w udoskonaloną aerodynamikę i nowoczesne rozwiązania z Airbusa A350 [2].

Z kolei Airbus A350 reprezentuje zupełnie nową generację samolotów szerokokadłubowych, zaprojektowaną od podstaw z wykorzystaniem kompozytowych struktur kadłuba i skrzydeł oraz napędzaną przez zaawansowane silniki Rolls-Royce Trent XWB, charakteryzujące się wyjątkową sprawnością i niskim zużyciem paliwa [3]. A350 stanowi kluczowy element strategii Airbusa w segmencie dalekodystansowym, rywalizując bezpośrednio z Boeingiem 787 i 777X.

Pomimo bliskiego pokrewieństwa technologicznego między A330neo a A350, Airbus nie zdecydował się na zastosowanie w A330neo silników Rolls-Royce Trent XWB, które teoretycznie mogłyby zapewnić jeszcze wyższą efektywność. Problem badawczy, któremu poświęcony jest niniejszy artykuł, brzmi więc: dlaczego w procesie modernizacji A330 do wersji A330neo nie wykorzystano silników Trent XWB z A350?

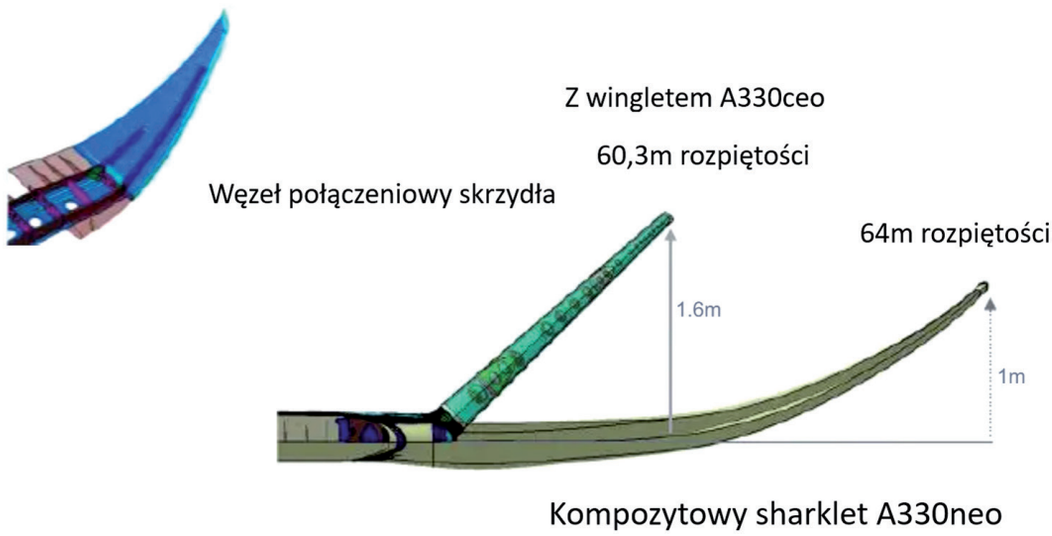
Charakterystyka konstrukcyjna samolotu Airbus A330 NEO

Airbus A330neo stanowi pogłębioną modernizację popularnego modelu A330, mającą na celu utrzymanie jego konkurencyjności w segmencie szerokokadłubowych samolotów pasażerskich średniego i dalekiego zasięgu. Modernizacja ta nie ograniczała się jedynie do wymiany jednostek napędowych, lecz objęła kompleksowe usprawnienia aerodynamiczne, strukturalne i systemowe. Dzięki temu A330neo uzyskał wyraźnie lepsze osiągi przy jednoczesnym zachowaniu znanej i sprawdzonej konstrukcji bazowej.

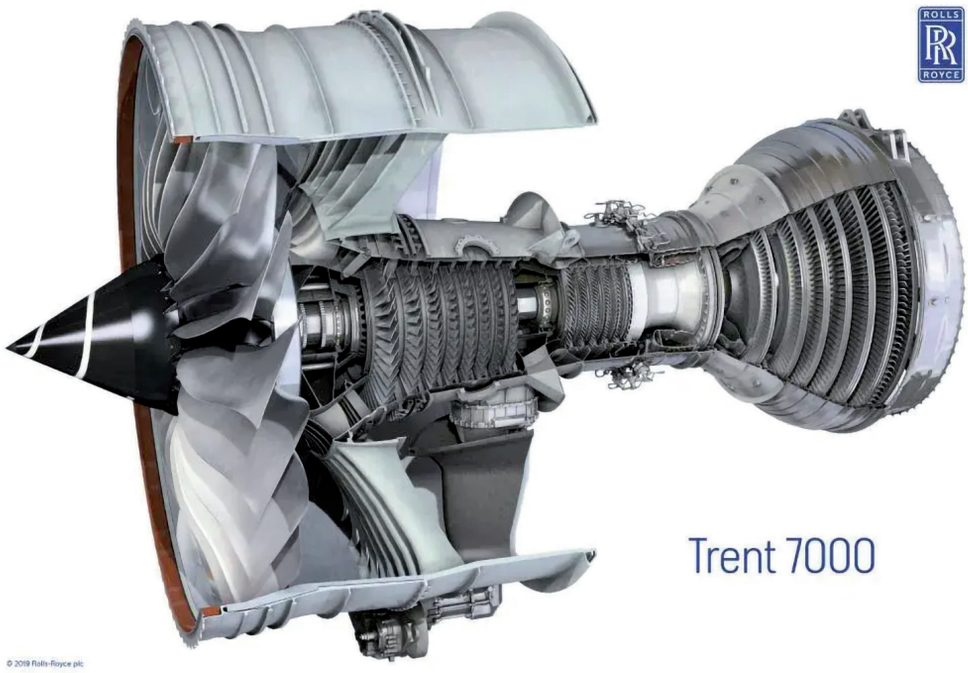
Największe zmiany konstrukcyjne dotyczyły skrzydeł, które zostały całkowicie przeprojektowane w celu poprawy efektywności aerodynamicznej. Rozpiętość wzrosła do 64 m, a nowy profil aerodynamiczny oraz kompozytowe zakończenia typu sharklet (ryc. 2) pozwoliły na redukcję oporu o około 4% w stosunku do poprzedniej generacji [4]. Zmodyfikowano również strukturę pylonu, dostosowując ją do większych i cięższych silników nowej generacji, a także wzmocniono podwozie główne, co umożliwiło zwiększenie masy startowej samolotu. Równolegle przeprowadzono modernizację systemów pokładowych i awioniki, które w znacznej części pochodzą z programu A350, zapewniając większą unifikację w obsłudze technicznej i szkoleniu załóg.

Wymagania wobec nowych jednostek napędowych dla A330neo były szczegółowo zdefiniowane. Silniki musiały zapewniać ciąg w zakresie od 67 000 do 72 000 funtów, co gwarantowało odpowiedni zapas mocy dla dwóch wersji – A330-800 i A330-900 – przy jednoczesnym ograniczeniu zużycia paliwa o około 10% względem wcześniejszego modelu A330ceo. Ważnym kryterium była również kompatybilność z istniejącą strukturą skrzydła, co wymagało zachowania określonej geometrii i masy jednostki napędowej, a także ograniczenia wymiarów tak, by nie naruszyć minimalnego prześwitu między silnikiem a pasem startowym. Dodatkowo nowe silniki musiały spełniać surowe wymagania w zakresie emisji hałasu i spalin, zgodne z normami ICAO Stage 4 oraz przewidywanymi przepisami Stage 5 [5].

Odpowiedzią na te wymagania stał się silnik Rolls-Royce Trent 7000 (ryc. 3), opracowany specjalnie dla programu A330neo. Konstrukcyjnie jest on blisko spokrewniony z Trent 1000 TEN, stosowanym w Boeingach 787,



Ryc. 2. Porównanie końcówki skrzydła A330 do A330neo5 (źródło: John Leahy, The A330neo Powering into the future, Airbus)



Ryc. 3. Silnik Rolls-Royce Trent 7000 (źródło: Rolls-Royce, 2025)

jednak wprowadzono w nim szereg istotnych modyfikacji. Zastosowano nowy wentylator o średnicy 112 cali, zwiększający stopień dwuprzepływowości do 10 : 1, oraz sprężo wartości 50 : 1, co przełożyło się na wyższą efektywność termodynamiczną. Silnik osiąga maksymalny ciąg 72 000 funtów, a przy tym charakteryzuje się cichszą pracą – poziom hałasu został obniżony o 6 dB w porównaniu z Trent 700, stosowanym w starszych wersjach A330 [6].

Trent 7000 wykorzystuje rdzeń konstrukcyjny z modelu Trent 1000, lecz został zoptymalizowany pod kątem profilu operacyjnego A330neo. Maszyna ta wykonuje częściej loty średniego i dalekiego zasięgu z większą liczbą cykli start–lądowanie niż A350 czy Boeing 787, dlatego Rolls-Royce dostosował parametry pracy silnika do tych warunków. Wzmocniono układ chłodzenia, przeprojektowano system olejowy oraz wprowadzono zmiany w sprężarce niskiego ciśnienia, by poprawić osiągi przy wyższych temperaturach otoczenia. Usprawniono także system sterowania FADEC, który zapewnia bardziej precyzyjne zarządzanie parametrami pracy jednostki w różnych fazach lotu [7].

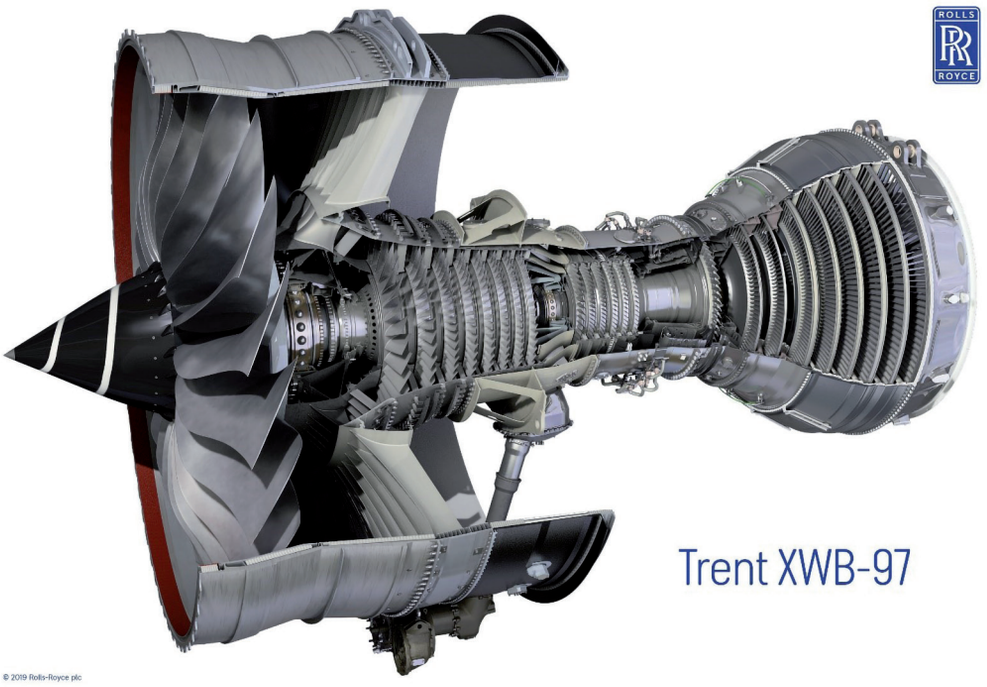
Charakterystyka silników Rolls-Royce Trent XWB

Silniki Rolls-Royce Trent XWB (ryc. 4) stanowią kluczowy element konstrukcji samolotu Airbus A350 XWB (*Extra Wide Body*), będącego jednym z najbardziej zaawansowanych technologicznie samolotów szerokokadłubowych na świecie. Silniki te zostały opracowane specjalnie z myślą o tej rodzinie maszyn i stanowią obecnie najbardziej efektywne jednostki napędowe w historii cywilnych silników odrzutowych Rolls-Royce'a. Projekt silnika był od początku integralną częścią procesu tworzenia całej konstrukcji A350, co pozwoliło uzyskać wyjątkowo wysoką synergię aerodynamiczną, mechaniczną i eksploatacyjną [8].

Rodzina Trent XWB obejmuje trzy główne warianty: Trent XWB-75, Trent XWB-84 oraz Trent XWB-97. Pierwszy z nich, Trent XWB-75, był pierwotnie projektowany dla nieprodukowanej obecnie wersji A350-800, mającej być najmniejszym wariantem w rodzinie. Silnik ten generował ciąg około 75 000 funtów (lbf) i charakteryzował się mniejszym zapotrzebowaniem na przepływ powietrza, przy zachowaniu tej samej architektury rdzenia i technologii jak w pozostałych wersjach [9]. Wraz z rezygnacją z programu A350-800, silnik nie został wprowadzony do eksploatacji, lecz jego rozwiązania konstrukcyjne posłużyły w procesie udoskonalania późniejszych odmian XWB.

Wersja Trent XWB-84 napędza model A350-900 stanowiący podstawowy wariant rodziny. Silnik ten generuje maksymalny ciąg 84 000 lbf, osiągając przy tym wyjątkowo wysoką sprawność termodynamiczną. Z kolei Trent XWB-97, przeznaczony dla większego i cięższego A350-1000, zapewnia ciąg maksymalny 97 000 lbf, co czyni go najmocniejszym silnikiem w historii Rolls-Royce'a stosowanym w lotnictwie pasażerskim [10]. Obie wersje oparte są na architekturze trójwałowej, typowej dla rodziny Trent. Zapewnia ona lepszą elastyczność pracy poszczególnych stopni sprężarek i turbin oraz większą stabilność przepływu w szerokim zakresie obciążeń.

Pod względem parametrów konstrukcyjnych silniki Trent XWB wyróżniają się bardzo wysokim stopniem dwuprzepływowości (*bypass ratio*), wynoszącym około 9,6 : 1 dla XWB-84 i nieco mniej dla XWB-97 (około 9,0 : 1). Całkowity sprężo (*overall pressure ratio*) osiąga wartość 50 : 1, co należy do najwyższych wyników wśród współczesnych jednostek napędowych. Dzięki temu uzyskano niezwykle efektywny



Ryc. 4. Silnik Rolls-Royce Trent XWB (źródło: Rolls-Royce)

cykl termodynamiczny (TAC), charakteryzujący się wysoką temperaturą wlotową do turbiny, zoptymalizowanym spalaniem i niskim zużyciem paliwa [11].

Silniki Trent XWB są również jednymi z największych i najcięższych w swojej klasie. Wersja XWB-84 ma masę suchą około 7,3 t, natomiast XWB-97 około 7,8 t przy średnicy wentylatora 118 cali. Zastosowanie nowoczesnych materiałów kompozytowych oraz tytanowych łopatek wentylatora pozwoliło na zmniejszenie masy elementów wirujących i redukcję bezwładności dynamicznej, co przekłada się na bardziej płynną regulację mocy i niższy poziom drgań [9].

Projekt silnika Trent XWB został ściśle dostosowany do aerodynamicznych i konstrukcyjnych wymagań A350. Kadłub samolotu ma zwiększoną średnicę i tym samym większy opór czołowy (*drag*), a skrzydła zostały zoptymalizowane do pracy w zakresie wysokości przelotowych 35 000–41 000 stóp, gdzie opory są minimalne. W związku z tym silnik musiał zapewniać wysoki ciąg w długotrwałych warunkach dużego obciążenia cieplnego, przy jednoczesnym utrzymaniu niskiego zużycia paliwa. Rolls-Royce zastosował zaawansowany cykl pracy o podwyższonej temperaturze w rdzeniu, nową turbinę wysokiego ciśnienia z poprawionym chłodzeniem oraz sprężarkę o zwiększonej liczbie stopni, co podniosło efektywność cieplną układu [12].

Zintegrowany system FADEC (*Full Authority Digital Engine Control*) nowej generacji odpowiada za optymalizację pracy silnika w czasie rzeczywistym. System ten kontroluje tysiące parametrów, w tym temperatury, przepływy powietrza i ciśnienia, co umożliwia automatyczne dostosowanie charakterystyki pracy do aktualnych warunków lotu. Dodatkowo, system monitoringu *Engine Health Monitoring* (EHM) analizuje dane przesyłane z silnika do centrów operacyjnych Rolls-Royce'a, co pozwala na predykcyjne planowanie obsługi technicznej i minimalizację przestojów floty [13].

Analiza ekonomiczna i logistyczna

Decyzja o wyborze silników Rolls-Royce Trent 7000 zamiast Trent XWB dla programu Airbus A330neo była uwarunkowana nie tylko czynnikami technicznymi, lecz przede wszystkim ekonomicznymi, logistycznymi i strategicznymi. Zastosowanie jednostki napędowej opracowanej pierwotnie dla A350 wiązałoby się z koniecznością głębokich modyfikacji płatowca A330, co zniweczyłoby podstawowy cel programu – stworzenie konkurencyjnego kosztowo samolotu nowej generacji przy minimalnym ryzyku finansowym.

1. Koszty przeprojektowania płatowca

Silnik Trent XWB, znacznie większy i cięższy od Trent 7000, wymagałby poważnej ingerencji w konstrukcję A330. Ze względu na większą średnicę jego wentylatora (118 cali w porównaniu do 112 cali w Trent 7000) konieczne byłoby zaprojektowanie nowego skrzydła z większym prześwitem pod silnik oraz bardziej wytrzymałego na obciążenia pylonu. Taka zmiana pociągnęłaby za sobą dalsze modyfikacje podwozia głównego, aby zapewnić odpowiedni odstęp od pasa startowego, a to z kolei wymagałoby ponownej certyfikacji całego układu strukturalnego i aerodynamicznego [14].

Koszt przebudowy skrzydła w projektach tej klasy szacuje się na setki milionów euro, a proces certyfikacji – obejmujący testy aerodynamiczne, wytrzymałościowe i bezpieczeństwa – mógłby potrwać 3–4 lata. Dodatkowo, wprowadzenie

zupełnie nowej jednostki napędowej wymagałoby uzyskania osobnego certyfikatu EASA/FAA dla integracji silnika z płatowcem, co wiązałoby się z dodatkowymi kosztami i ryzykiem przesunięcia harmonogramu. W efekcie cały program A330neo straciłby swoją przewagę w postaci krótkiego czasu wdrożenia i niskich nakładów inwestycyjnych w porównaniu do nowego projektu, jakim był A350 [15].

2. Pozycjonowanie rynkowe produktu

Z ekonomicznego punktu widzenia Airbus dążył do utrzymania wyraźnej różnicy między segmentami rynkowymi modeli A330neo i A350. Program A350 miał być flagowym, całkowicie nowym samolotem dalekiego zasięgu klasy premium, natomiast A330neo – tańszą, bardziej ekonomiczną alternatywą dla przewoźników szukających samolotu o mniejszych kosztach zakupu i eksploatacji. Wprowadzenie silników Trent XWB do A330neo nie tylko podniosłoby koszty jednostkowe maszyny, ale także spowodowałoby ryzyko kanibalizacji rynku A350, osłabiając jego pozycję sprzedażową w segmencie *long-haul* [16].

Airbus świadomie utrzymał różnicę w kosztach operacyjnych i cenie katalogowej między A330neo a A350. Cena katalogowa A330-900neo w momencie wejścia na rynek była o około 25–30% niższa od A350-900, co czyniło go atrakcyjnym wyborem dla linii operujących na trasach o średnim natężeniu ruchu. Gdyby w A330neo zamontowano silniki o osiągach zbliżonych do A350, różnica w zużyciu paliwa nie zrekompensowałaby wzrostu kosztów zakupu i utrzymania, a segmentacja rynkowa między produktami Airbusa uległaby zatarciu [17].

3. Łańcuch dostaw i współpraca z Rolls-Royce

W momencie opracowywania A330neo Airbus i Rolls-Royce posiadały już rozbudowaną sieć współpracy w zakresie programów Trent 700, Trent 1000 oraz Trent XWB. Z ekonomicznego punktu widzenia naturalnym rozwiązaniem było opracowanie nowej jednostki w oparciu o istniejącą technologię Trent 1000, co doprowadziło do powstania Trent 7000. Silnik ten, dzielący znaczną część komponentów ze stosowanym w Boeingach 787 modelem Trent 1000 TEN, pozwalał na zwiększenie wspólności produkcyjnej i wykorzystanie istniejących linii montażowych Rolls-Royce'a, co obniżyło koszty jednostkowe [18].

Przystosowanie Trent XWB do innego typu samolotu byłoby przedsięwzięciem skomplikowanym zarówno technicznie, jak i logistycznie. Silnik ten został zaprojektowany specjalnie pod wymagania aerodynamiczne i termodynamiczne A350, w tym pod większy opór kadłuba i specyficzne warunki pracy na mniejszych wysokościach dragowych. Jego adaptacja wymagałaby opracowania nowego systemu mocowania, wlotu powietrza, układów chłodzenia i instalacji paliwowych, co wiązałoby się z ogromnym nakładem finansowym. Dodatkowo oznaczałoby to konieczność utrzymywania osobnego łańcucha dostaw i serwisu, co zwiększałoby koszty logistyczne i serwisowe zarówno dla Airbusa, jak i dla przewoźników [19].

Wymagania certyfikacyjne

Wprowadzenie do samolotu Airbus A330neo jednostki napędowej innej niż pierwotnie przewidziana, takiej jak Rolls-Royce Trent XWB, wiązałoby się z koniecznością przeprowadzenia pełnego procesu ponownej certyfikacji nie tylko silnika, ale całego płatowca. W świetle obowiązujących przepisów Europejskiej Agencji Bezpieczeństwa Lotniczego (EASA) oraz Federalnej Administracji Lotnictwa (FAA) każda istotna zmiana w strukturze, napędzie lub aerodynamice samolotu traktowana jest jako modyfikacja wpływająca na charakterystykę lotną, bezpieczeństwo i osiągi, co wymaga uzyskania nowego certyfikatu typu bądź certyfikatu zmiany głównej (*Major Change to Type Certificate*) [20].

W przypadku hipotetycznego zastosowania silników Trent XWB w A330neo, proces ten objąłby nie tylko certyfikację samego silnika (już istniejącego dla A350), ale również jego integrację z płatowcem, co jest odrębnym, kompleksowym procesem regulowanym przez wymagania EASA CS-25 oraz FAA Part 25. Integracja innego napędu oznacza konieczność przeprowadzenia nowych analiz strukturalnych (obejmujących skrzydło, pylon, system mocowania i gondolę), testów dynamicznych (drgania własne, wibracje skrętne, rezonans konstrukcji) oraz badań aerotermicznych (rozpraszanie ciepła, przepływ powietrza, chłodzenie instalacji) [21].

Zmiana jednostki napędowej na większą i o innym profilu pracy skutkuje również zmianą klasy trakcji samolotu, co pociąga za sobą konieczność weryfikacji licznych parametrów aerodynamicznych i operacyjnych. EASA i FAA wymagają w takich przypadkach przeprowadzenia pełnego zestawu testów lotnych (*flight test campaign*), obejmujących m.in. pomiary osiągów, stateczności i sterowności czy procedur awaryjnych (np. utrata ciągu jednego silnika), a także testy zachowania płatowca w krytycznych warunkach pracy napędu. Wymagana byłaby również ponowna certyfikacja systemów pomocniczych, takich jak instalacje paliwowe, hydrauliczne, elektryczne i przeciwpożarowe, które musiałyby zostać dostosowane do nowej jednostki napędowej o odmiennych parametrach termicznych i energetycznych [22].

Kolejnym aspektem jest konieczność potwierdzenia zgodności z normami środowiskowymi, w tym przepisami ICAO Annex 16 Volume II (emisje spalin) oraz Volume I (hałas). Silnik o większej średnicy i wyższym ciągu wymagałby odrębnych pomiarów emisji NOx, CO_2 i poziomów hałasu w fazach startu i lądowania. Dopiero po uzyskaniu wyników zgodnych z limitami możliwe byłoby wydanie *Supplemental Type Certificate* (STC) dla zmodyfikowanej wersji A330neo z nowym silnikiem [23].

Z punktu widzenia Airbusa oznaczałoby to ogromne ryzyko czasowe i finansowe. Proces pełnej recertyfikacji strukturalno-napędowej mógłby potrwać od dwóch do pięciu lat, wymagałby tysięcy godzin testów naziemnych i lotnych oraz ponownej kwalifikacji komponentów dostarczanych przez podwykonawców. Dodatkowo, konieczne byłoby uzgodnienie nowego programu testowego i dokumentacji technicznej zarówno z EASA, jak i FAA, co mogłoby znacząco opóźnić wejście samolotu na rynek i podważyć jego konkurencyjność względem Boeinga 787 [24].

Z tych powodów Airbus zdecydował się utrzymać certyfikację w ramach tzw. *derivative model certification*, która pozwala na wprowadzenie istotnych ulepszeń (nowe silniki, skrzydła, awionika) bez konieczności uzyskiwania zupełnie nowego certyfikatu typu. Dzięki temu A330neo mógł zostać dopuszczony do eksploatacji jako zmodernizowany wariant istniejącej konstrukcji A330, co pozwoliło ograniczyć koszty i przyspieszyć wdrożenie programu przy zachowaniu pełnej zgodności z normami bezpieczeństwa [4].

Wnioski

Analiza techniczna, ekonomiczna i certyfikacyjna przeprowadzona w niniejszej pracy jednoznacznie wskazuje, że decyzja Airbusa o zastosowaniu silników Rolls-Royce Trent 7000 zamiast Trent XWB w programie A330neo była rozwiązaniem racjonalnym i uzasadnionym z wielu względów. Choć na pierwszy rzut oka silniki Trent XWB, stosowane w nowoczesnym A350, mogły wydawać się atrakcyjną alternatywą ze względu na wyższą sprawność i większy ciąg, ich wykorzystanie w konstrukcji A330neo byłoby technicznie problematyczne, ekonomicznie nieopłacalne oraz logistycznie skomplikowane.

Konstrukcyjnie – pod względem masy, średnicy i charakterystyki pracy – silnik Trent XWB znacząco różni się od Trent 7000. Jego zastosowanie wymagałoby głębokiej ingerencji w strukturę płatowca, w tym przeprojektowania skrzydeł, pylonu, gondoli oraz podwozia. Taka ingerencja wiązałaby się z koniecznością pełnej recertyfikacji samolotu, obejmującej nowe testy aerodynamiczne, strukturalne i eksploatacyjne, a tym samym z wydłużeniem harmonogramu programu o kilka lat i wzrostem kosztów o setki milionów euro. Z punktu widzenia inżynieryjnego, integracja tak dużego silnika z konstrukcją A330 byłaby bliska projektowaniu nowego samolotu, co przeczyłoby idei modernizacji typu w ramach tzw. *New Engine Option*.

Z ekonomicznego punktu widzenia Airbus dążył do zachowania wyraźnej różnicy między A330neo a A350, zarówno pod względem ceny zakupu, jak i docelowego rynku operacyjnego. A330neo miał stanowić bardziej przystępną finansowo alternatywę dla linii lotniczych, oferując nowoczesne rozwiązania technologiczne przy niższych kosztach eksploatacji. Zastosowanie Trent XWB mogłoby zatrzeć tę granicę, prowadząc do kanibalizacji wewnętrznej – sytuacji, w której dwa produkty tego samego producenta rywalizują ze sobą w tym samym segmencie rynkowym. Utrzymanie Trent 7000, jako jednostki pośredniej między Trent 700 a Trent XWB, pozwoliło Airbusowi utrzymać logiczną i zróżnicowaną ofertę dla przewoźników.

Od strony certyfikacyjnej i organizacyjnej, wprowadzenie Trent XWB oznaczałoby konieczność rozpoczęcia praktycznie nowego programu testowego pod nadzorem EASA i FAA. Zmiana klasy trakcji oraz profilu pracy silnika wymagałaby ponownych badań w zakresie bezpieczeństwa strukturalnego, integracji układów paliwowych i hydraulicznych oraz zgodności środowiskowej (hałas, emisje spalin). Proces ten nie tylko znacząco wydłużyłby czas wprowadzenia samolotu na rynek, ale też stanowiłby istotne ryzyko w kontekście certyfikacji międzynarodowej. Zastosowanie procedury *derivative model certification* w przypadku Trent 7000 pozwoliło uniknąć tych trudności i skrócić cały cykl rozwojowy.

Nie mniej istotne były względy logistyczne i przemysłowe. Rolls-Royce dysponował już rozwiniętym łańcuchem dostaw i zapleczem produkcyjnym dla silników Trent 1000, na bazie których powstał Trent 7000. Umożliwiło to szybsze wdrożenie, obniżenie kosztów jednostkowych i utrzymanie spójności serwisowej w ramach istniejących programów napędowych. W przypadku Trent XWB konieczne byłoby stworzenie nowej infrastruktury produkcyjnej i serwisowej, co znacząco zwiększyłoby zarówno koszty wytwarzania, jak i eksploatacji.

Bibliografia:

[1] Airbus. (2015). *A330 Family – incremental development for a versatile widebody (FAST special edition).* Airbus S.A.S. https://aircraft.airbus.com/sites/g/files/jlcbta126/files/2021-11/Airbus-FAST-special-edition-Oct2015.pdf.

[2] Rolls-Royce. (2016). *The Rolls-Royce Trent 7000 engine* [product factsheet]. Rolls-Royce plc. https://www.rolls-royce.com/~/media/Files/R/Rolls-Royce/documents/civil-aerospace/engine-data-sheets/trent-7000.pdf.

[3] Airbus. (2021). *A350 Aircraft Characteristics – Airport and Maintenance Planning.* Airbus S.A.S. https://aircraft.airbus.com/sites/g/files/jlcbta126/files/2021-07/AC-A350.pdf.

[4] Kaminski-Morrow, D. (2019, February 19). *The flight test of Airbus's refreshed widebody – the A330neo.* FlightGlobal. https://www.flightglobal.com/aircraft/the-flight-test-of-airbuss-refreshed-widebody-the-a330neo/131729.article.

[5] Airbus. (2024, September 11). *A330neo: Advanced to future proof your widebody fleet.* Airbus.com – Case studies. https://aircraft.airbus.com/en/aircraft/a330/a330neo.

[6] Rolls-Royce. (2016). *Trent 7000 – facts and figures* [data sheet]. Rolls-Royce plc. https://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace/airlines/trent-7000.aspx.

[7] European Union Aviation Safety Agency. (2024). *Type-Certificate Data Sheet EASA.A.004 – Airbus A330 (incl. A330-841/-941 with Trent 7000 engines).* EASA. https://www.easa.europa.eu/en/document-library/type-certificates/easaa004.

[8] Rolls-Royce. (2023). *Trent XWB – value through innovation.* Rolls-Royce plc. https://www.rolls-royce.com/media/our-stories/discover/2023/trent-xwb-value-through-innovation.aspx.

[9] European Union Aviation Safety Agency. (2019). *Type-Certificate Data Sheet E.111 – Rolls-Royce Trent XWB series engines.* EASA. https://www.easa.europa.eu/en/document-library/type-certificates/e111.

[10] Airbus. (2025, July 15). *A350 Aircraft Characteristics – Airport and Maintenance Planning (AC_A350_20250715).* Airbus S.A.S. https://aircraft.airbus.com/sites/g/files/jlcbta126/files/2025-07/AC_A350.pdf.

[11] Norris, G. (2009, March 6). *R-R details Trent XWB development strategy.* FlightGlobal. https://www.flightglobal.com/rr-details-trent-xwb-development-strategy/85647.article.

[12] Aircraft Commerce. (2019). *The in-service performance of the Trent XWB.* Aircraft Commerce, 127, 32–40.

[13] Rolls-Royce. (2019, January 29). *Intelligent Engine Health Monitoring*. Rolls-Royce plc. https://www.rolls-royce.com/media/our-stories/insights/2019/intelligent-engine-health-monitoring.aspx.

[14] Airbus. (2024, April 1). *Airbus A330: Facts & Figures – April 2024*. Airbus S.A.S. https://aircraft.airbus.com/sites/g/files/jlcbta126/files/2024-04/Airbus-A330-Facts-and-Figures.pdf.

[15] Federal Aviation Administration. (2024). *AC 25.901-1 – Safety Assessment of Powerplant Installations*. FAA Advisory Circular. https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/AC_25.901-1.pdf.

[16] Fehrm, B. (2014, January 12). *The case for an A330neo*. Leeham News. https://leehamnews.com/2014/01/12/the-case-for-an-a330neo/.

[17] Fehrm, B. (2014, July 15). *Airbus A330-800 and -900neo, first analysis part 2: Engines and maintenance costs*. Leeham News. https://leehamnews.com/2014/07/15/airbus-a330-800-and-900neo-first-analysis-part-2/.

[18] Rolls-Royce. (2024). *Time on Wing webinar – Trent 7000, Trent 1000, Trent XWB* [presentation]. Rolls-Royce plc. https://www.rolls-royce.com/media/our-stories/discover/2024/time-on-wing-webinar.aspx.

[19] Wendt, F. T. (2016). *Supply chain strategies in aerospace industry: Case studies of Airbus A350 XWB and Boeing 787 Dreamliner* (Master's thesis). HAW Hamburg. https://reposit.haw-hamburg.de/handle/20.500.12738/1546.

[20] European Union Aviation Safety Agency. (2023). *Commission Regulation (EU) No 748/2012 – Part 21 (consolidated version)*. EASA. https://www.easa.europa.eu/en/document-library/regulations/commission-regulation-eu-no-7482012.

[21] Federal Aviation Administration. (2024). *AC 25.901-1 – Safety Assessment of Powerplant Installations*. FAA. https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/AC_25.901-1.pdf.

[22] Airbus. (2018, September 26). *Airbus A330-900 receives EASA Type Certification*. Airbus.com – Press release. https://www.airbus.com/en/newsroom/press-releases/2018-09-airbus-a330-900-receives-easa-type-certification.

[23] ICAO. (2023). *Annex 16 – Environmental Protection, Volumes I & II*. International Civil Aviation Organization. https://store.icao.int/en/annex-16-environmental-protection.

[24] Federal Aviation Administration. (2024, August 27). *System Safety Assessments; Final rule*. Federal Register. https://www.federalregister.gov/documents/2024/08/27/system-safety-assessments.