

1
2022

TECHNIKA

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

AVIATION AND SPACE TECHNOLOGY



POLITECHNIKA
LUBELSKA

Szanowni Czytelnicy!



Zapraszamy do lektury pierwszego numeru wznawianego czasopisma „Technika Lotnicza i Astronautyczna”. Tytuł ma bogatą historię, sięgającą czasów przedwojennych. Opowiada o tym krótki felieton autorstwa Pana Andrzeja Glassa, wieloletniego redaktora naczelnego niniejszego pisma. W tym roku mija 30 lat od momentu, gdy wstrzymano wydawanie TLiA. W tym okresie zmienił się ustrój, zaszły głębokie zmiany społeczne, nastąpiły przekształcenia w przemyśle, zreformowano wiele dziedzin życia codziennego. Mimo znacznych zmian, zarówno ilościowych, jak i jakościowych, przemysł lotniczy w Polsce przetrwał i nadal istnieje, tworzona jest technika lotnicza, która z pewnością zasługuje na upowszechnianie i archiwizację. To właśnie było główną inspiracją do podjęcia wyzwania, jakim jest wznowienie Techniki Lotniczej i Astronautycznej.

Po ponad pięciu latach starań, wspólnym wysiłkiem zespołu redakcyjnego, z przychylnością i pomocą Rektora Politechniki Lubelskiej, prof. Zbigniewa Patera, udało się wznović wydawanie czasopisma, które nie zasługuje na niebyt. W obecnym kształcie Technika Lotnicza i Astronautyczna jest periodykiem akademickim i powstaje z myślą głównie o akademikach, studentach, naukowcach i nauczycielach uniwersytetów szkół wyższych oraz pracownikach inżynieryjno-technicznych uczelni. Nie chcemy ograniczać się jedynie do politechnik, wszak z lotnictwem i techniką lotniczą wiele wspólnego mają dziedziny takie jak ekonomia, organizacja i zarządzanie, medycyna, prawo i inne. Równocześnie, w miarę potrzeb przewidujemy publikowanie treści przydatnych i interesujących dla pracowników przemysłu lotniczego. Mamy również nadzieję, że wznawiane pismo znajdzie swoich czytelników wśród ogólnie pojętych pasjonatów lotnictwa.

Bez autorów nie będzie publikacji, a bez publikacji nie ma czasopisma. Zapraszamy zatem do publikowania w TLiA. Zdajemy sobie sprawę, że póki co, za publikację w naszym czasopiśmie autorzy nie otrzymają tzw. punktów MEiN. Jednak, zapewne są tacy, którzy wypełnili sloty ministerialne publikacjami punktowanymi a pozostało im wystarczająco dużo weny twórczej i czasu, by napisać do Techniki Lotniczej i Astronautycznej. Tematyka prac może być bardzo szeroka, a szczegółowe informacje jak przygotować manuskrypt publikacji podajemy w stopce redakcyjnej. Tymczasem życzymy miłej, interesującej lektury.

Jarosław Pytko (red. naczelny)

W 1932r Związek Polskich Inżynierów Lotniczych zaczął wydawać miesięcznik „Techniczne Nowości Lotnicze”. W 1939r jego nazwa została zmieniona na „Technika Lotnicza”, która ukazywała się do wybuchu wojny w 1939r.

W 1946r ZPiL wznowił wydawanie „Techniki Lotniczej”. W 1966r jej tytuł został zmieniony na „Technika Lotnicza i Astronautyczna”. W 1972r został on redaktorem naczelnym „TLiA”. Zreformowane czasopismo, które zawierało przede wszystkim artykuły naukowe. Na okładce wprowadziliśmy barwne rysunki polskich samolotów. Dodaliśmy monografię samolotów z rysunkami w trzech rzutach, nowości lotnicze z kraju i ze świata, słownik lotniczy, dział z historii polskiej techniki lotniczej i życiorysy ludzi polskiej techniki lotniczej. W wyniku tego w ciągu kilku lat nakład czasopiśma wzrósł z 600 egz. do 6000 egz. Zdobytym wtedy czytelników zainteresowanych lotnictwem. Redaktorem byłem do 1983r.

W 1990r czasopismo zmieniono na „Aero-Technika Lotnicza”, a w 1991r przestało się ukazywać.

Andrzej Glass

Samolot z okładki – Wilga DRACO

JAROSŁAW PYTKA

Czytelnikom Techniki Lotniczej i Astronautycznej samolotu PZL 104 Wilga przedstawiać nie trzeba. Symbol polskiego przemysłu lotniczego, wręcz legenda, koń roboczy aeroklubów, sprawdzony w każdych możliwych warunkach i zastosowaniach. Wykorzystywany do holowania szybowców, lotów widokowych, przeciwpożarowego patrolowania lasów, posiadał nieocenioną zdolność operowania z wyjątkowo krótkich pasów trawiastych lub przygodnych, nieprzygotowanych lądowisk. Produkowany w latach 1966–2007 w kilkunastu wersjach, z których „trzydziestka piątka” była najliczniejszą. Na kołach, nartach czy na pływakach, Wilgi latały w szerokim zakresie warunków pogodowych. Nie byłoby światowych sukcesów polskich pilotów sportowych, gdyby nie Wilgi. Najmłodsza wersja samolotu, oznaczona jako 2000MA, była napędzana silnikiem Lycoming, w układzie tzw. boksera, co spowodowało istotną zmianę sylwetki samolotu, który charakteryzował się odważnym, nowatorskim designem i był chętnie kupowany w Ameryce Północnej. Niestety, nieubłagana ekonomia spowodowała zakończenie produkcji, pomimo składanych wciąż zamówień na nowe samoloty.

Obecnie Wilga przeżywa renesans, głównie za sprawą entuzjastów doceniających nieprzeciętne własności tego samolotu. Jeden z ostatnich egzemplarzy seryjnych Wilgi 2000MA trafił w ręce amerykańskiego przemysłowca, konstruktora i pilota, Mike Patey'a, który dokonał istotnej przebudowy samolotu. Główną zmianą było zastąpienie silnika tłokowego turbośmigłowym Pratt&Whitney PT6A-28. Prace nad zmodyfikowaną Wilgą trwały niemal 6 miesięcy. Oprócz zamiany zespołu napędowego, Patey przekonstruował skrzydła. W osłonach goleni podwozia umieścił zbiorniki paliwa. Będąc ambasadorem marki Garmin, konstruktor zbudował zupełnie nowy kokpit, wykorzystując duże wskaźniki zintegrowane.

Samolot otrzymał nazwę Wilga Draco i został zarejestrowany jako maszyna demonstracyjna, co oznaczało pewne ograniczenia w użytkowaniu. Podczas różnych pokazów i imprez lotniczych, Patey demonstrował niespotykane wręcz osiągi samolotu, szczególnie krótki dynamiczny start, wznoszenie oraz lądowanie. W tym zakresie, Wilga Draco pretendowała poważnie do roli konkurenta dla śmigłowców. Popisowy numer Patey'a to hangarowanie samolotu, z wykorzystaniem ciągu wstecznego, po przestawieniu kąta zaklinowania łopat śmigła. Przyszedł pechowy dzień 18 października 2018 roku. Podczas startu silny podmuch boczny wiatru dosłownie zdmuchnął Wilgę Draco i rzucił na pobocze pasa. Samolot został doszczętnie zniszczony, natomiast pilot – konstruktor wraz z żoną, wyszli z wypadku bez szwanku. Inżynierom z Okęcia, po raz kolejny należała się ocena celująca za bezpieczną konstrukcję płatowca. Zaraz po wypadku, Mike Patey komentował, to co się stało, przyznając, że przyczyną był błąd pilota. Wówczas zapowiedział stanowczo, że Wilga Draco zostanie odbudowana...

**TECHNIKA
lotnicza**
i ASTRONAUTYCZNA

ALTERNATIVE SPACE TECHNOLOGY



Wydawca:
Politechnika Lubelska

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

Redaguje zespół:
Ernest Gnapowski,
Jan Laskowski,
red. naczelny - Jarosław Pytko
j.pytko@pollub.pl

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

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

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

Rysunek na okładce: Alicja Pytko



Ultralekki szybowiec GOKO w locie. Fot. Michał Ombach

Wskazówki dla Autorów:

1. Publikacja artykułu w TLiA jest bezpłatna
2. Manuskrypt artykułu można przygotować w dowolnej formie, najlepiej w programie MS Word 2003 lub nowszym, nie ma nakazanego formatu tekstu. Grafiki mogą być wklejone do tekstu bądź dołączone jako osobne pliki. Należy pamiętać o podpisach do rysunków. Rysunki bądź tabele zaczerpnięte ze źródeł innych niż Autora mogą być publikowane jedynie za pisemną zgodą właściciela praw autorskich.
3. TLiA publikuje następujące rodzaje artykułów:
 - a) artykuły naukowe, w tym standardowe, skrócone (tzw. noty techniczne lub inżynierskie), artykuły przeglądowe; artykuły naukowe podlegają recenzji,
 - b) artykuły metodyczne, dydaktyczne, stanowiące opis wraz z komentarzem do materiału dydaktycznego; do artykułów metodycznych, dydaktycznych można dołączać materiał uzupełniający w postaci prezentacji, filmów, itd.
 - c) relacje, np. z konferencji, wystaw, konkursów, zawodów,
 - d) rozszerzone streszczenia prac dyplomowych, inżynierskich i magisterskich a także doktorskich,
 - e) artykuły o treści popularno – naukowo – technicznej, publikowane na prawach rękopisu.
4. Przygotowane artykuły można przysyłać pocztą elektroniczną na adres: **j.pytka@pollub.pl**
Informujemy potencjalnych Autorów, że w niedalekiej przyszłości uruchomimy internetowy system redakcyjny, który umożliwi umieszczanie artykułów, a także dwustronną komunikację między redakcją a Autorem.

Spis treści

4	Zastosowanie modyfikatora plazmowego do kontrolowania przepływu powietrza w warstwie przyściennej płata nośnego (artykuł recenzowany)
8	Oświetlenie ultrafioletowe jako rozwiązanie dla lotnictwa w czasie pandemii COVID-19 (artykuł recenzowany)
14	Modyfikacje PZL 104MA Wilga 2000 zastosowane w samolocie Wilga DRACO
23	Śmigłowiec NASA Ingenuity
26	Simulator kabiny pasażerskiej samolotu
29	PROPWING – system napędowy statku powietrznego
31	XXXIV Kongres OSTIV
33	Nawigacja satelitarna w szybownictwie
37	Zawody modeli swobodnie latających Pucharu Polski
40	Czym jest amatorska budowa samolotu

Zastosowanie modyfikatora plazmowego do kontrolowania przepływu powietrza w warstwie przyściennej płata nośnego

ERNEST GNAPOWSKI

Wyższa Szkoła Przedsiębiorczości i Administracji w Lublinie



Streszczenie

W artykule opisano nowe rozwiązanie pozwalające na zmianę cyrkulacji powietrza w warstwie przyściennej płata nośnego jakim jest z ang. plasma actuator (plazmowy modyfikator przepływu powietrza w warstwie przyściennej). Opisano klasyczną konstrukcję modyfikatora plazmowego DBD pozwalającą na zmianę przepływu powietrza w warstwie przyściennej. Przedstawiono również nową konstrukcję układu modyfikatora plazmowego w której w odróżnieniu do klasycznej konstrukcji zastosowano dwie elektrody siatkowe. Model skrzydła z układem modyfikatora plazmowego został umieszczony w tunelu aerodynamicznym. Przedstawiono również zdjęcia tunelowe z przeprowadzonych badań eksperymentalnych dla modelu skrzydła o profilu SD7003. Badania eksperymentalne przeprowadzone zostały dla liczby Reynoldsa $Re = 176000$.

Słowa kluczowe: modyfikator plazmowy, geometria elektrod, tunel aerodynamiczny, elektroda siatkowa, wyładowania DBD

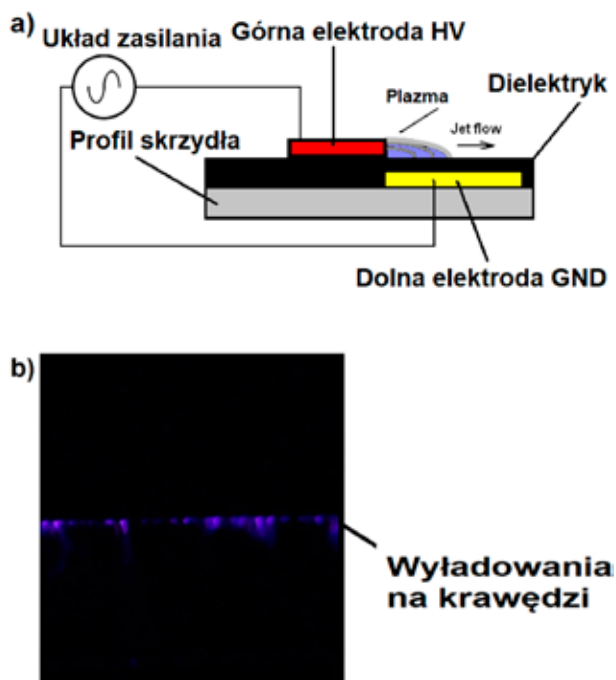
1. Wprowadzenie

Liczne badania eksperymentalne przeprowadzane przez pionierów awiacji pozwoliły na zgromadzenie doświadczeń i umiejętności niezbędnych przy budowie statków powietrznych. Przez dziesięciolecia rozwoju technologii lotniczej wprowadzono zmiany konstrukcyjne pozwalające na optymalizację płata nośnego oraz pozwalających na zwiększenie bezpieczeństwa. Rozwiązania konstrukcyjne dotyczące płata nośnego można podzielić na dwie główne

grupy: układy zwiększające siłę nośną przez zastosowanie mechanicznych elementów zwiększających siłę nieśną zwanych mechanizacją skrzydła oraz nie mechaniczne wpływających na cyrkulację powietrza w warstwie przyściennej. Elementy zwiększające siłę nośną pozwalają na optymalizację i zwiększenie bezpieczeństwa lotu zwłaszcza podczas startu bądź lądowania kiedy skrzydło pracuje przy dużych kątach natarcia. Układy te zwiększają siłę nośną zapobiegając oderwaniu strug powietrza od profilu skrzydła kiedy to dochodzi o przeciągnięcia i utraty siły nośnej. W artykule przybliżono rozwiązanie jakim jest układ modyfikatora plazmowego, który jest nową konstrukcją służącą do kontroli warstwy przyściennej za pomocą wyładowań DBD.

2. Wykorzystanie wyładowań barierowych DBD do sterowania przepływem powietrza w warstwie przyściennej

Na całym świecie prowadzone są badania nad poprawą bezpieczeństwa lotu. Znanych jest wiele rozwiązań stosowanych na szeroką skalę pozwalających na zwiększenie bezpieczeństwa lotu. Nowym rozwiązaniem, które wpływa na poprawę efektywności płata nośnego przy granicznych kątach natarcia są układy DBD. Układy DBD umieszczone są bezpośrednio na powierzchni skrzydła. Istotną zaletą tych układów jest brak ruchomych części takich jak cięgna, cylindry lub koła zębate, zawory, membrany, koniecznych do ich aktywacji, dzięki czemu nie komplikuje się konstrukcji płata nośnego. Budowa modyfikatora plazmowego jest prosta, składa się z dwóch elektrod płaskich rozdzielonych dielektrykiem.



Rys.1. Budowa i zasada działania układu asymetrycznego z wyładowaniami barierowymi (z ang. Dielectric Barrier Discharge DBD) a), rzeczywisty model układu z widocznymi wyładowaniami DBD b)

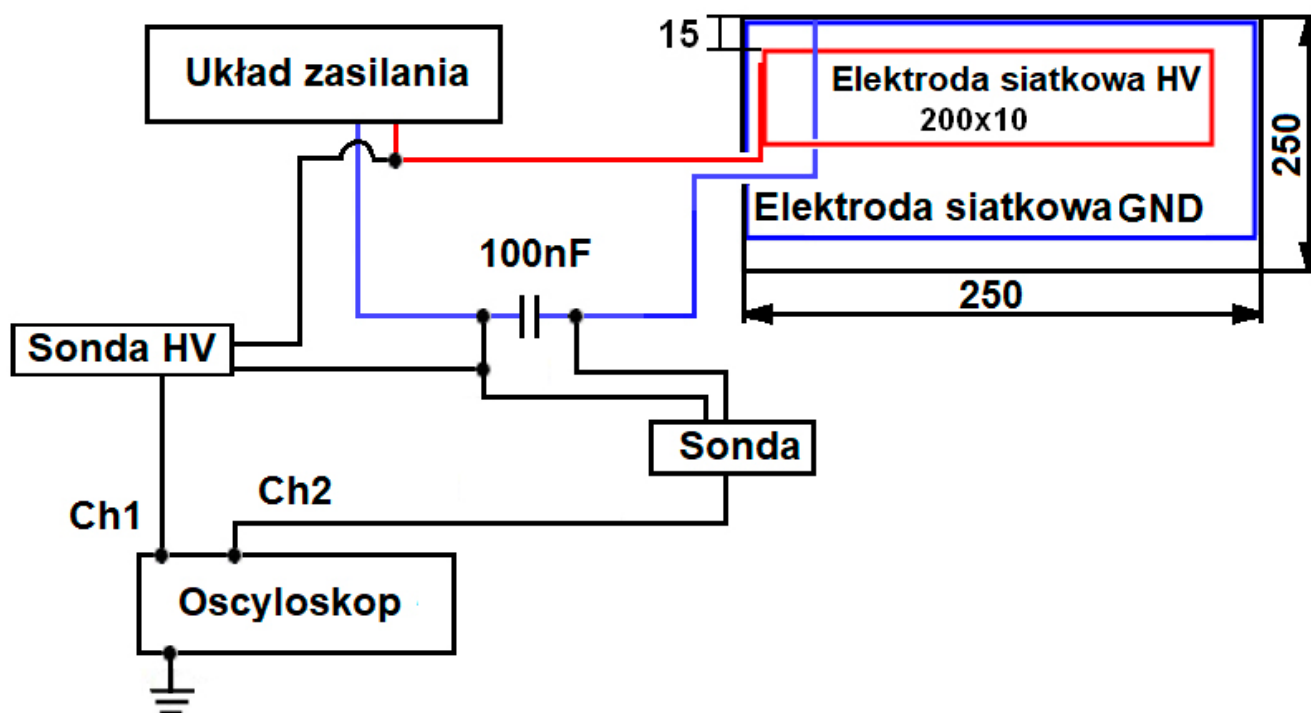
Jedną z elektrod układu modyfikatora plazmowego wystawioną jest na działanie bezpośrednio przepływającego powietrza. Druga elektroda jest w pełni pokryta materiałem dielektrycznym. Użycie dielektryka, zapobiega powstawaniu wyładowań iskrowych bądź łukowych, które

powodują lokalny wzrost temperatury [3]. Elektrody podłączone są do układu zasilania wysokiego napięcia (kilkanaście kV). Tak zbudowany układ DBD jest montowany bezpośrednio na powierzchni skrzydła.

Najczęściej spotykaną konfiguracją układu DBD jest układ asymetryczny, składający się z płaskich równoległych elektrod w postaci pasków miedzianych oddzielonych cienką warstwą dielektryka. Budowę asymetrycznego układu DBD przedstawiono na rysunku 1. Konfiguracja asymetryczna ma na celu wywieranie siły na zjonizowany gaz generowany przez wyładowanie i wywołanie kierunkowego przepływu gazu.

Jonizacja gazu w DBD może wystąpić w dwóch różnych procesach, w pierwszym jest to jonizacja bezpośrednia zaś kolejna to jonizacja Penninga. Jonizacja Penninga jest procesem dwuetapowym, powodowana jest wymianą ładunku pomiędzy różnymi rodzajami jonów metastabilnych a atomami gazu. Przeniesienie ładunku jest spowodowane przez transfer energii z jonu do jonu gazu obojętnego. Jonizacja Penninga powoduje niższą gęstość jonów niż w przypadku jonizacji Townsenda. Teoria Townsenda jest oparta na lawinowym wzroście liczby elektronów w wyniku przestrzennej i powierzchniowej jonizacji zderzeniowej. Bezpośrednia jonizacja jest dominująca w układach DBD, co powoduje większą gęstość jonów. Gdy elektrody zasilane są wysokim napięciem, zjonizowane powietrze (plazma) przemieszcza się z odśrodkowej elektrody w kierunku elektrody pokrytej dielektrykiem.

W przypadku napięcia przemiennego, powietrze otaczające górną elektrodę jest jonizowane i przylega do nładowanej powierzchni dielektrycznej, tworząc strumień ścienny. Poprzez dopasowanie kierunku strumienia ścienny



Rys. 2. Schemat układu pomiarowego oraz budowy modelu skrzydła z dwiema elektrodami siatkowymi

nego powstałego z układu plazmowego DBD możliwe jest tworzenie silnych podłużnych wirów, podobnych nieco do tych uzyskiwanych przez generatory wirowe (VGs). Jednym z głównych mechanizmów wpływania przepływów przez DBD jest wytwarzanie wiatru jonowego. W konsekwencji elastycznych zderzeń pomiędzy migrującymi cząstkami naładowanymi i obojętnymi cząstkami gazu, powstaje „elektryczny wiatr”, który ma miejsce w bliskim sąsiedztwie powierzchni [1], [2]. Gdy liczba naładowanych cząstek jest wysoka, wówczas mogą zachodzić również inne zjawiska, które mogą wpływać na przepływ powietrza wylotowego, powodując zmiany fizycznych właściwości gazu (gęstość, lepkość itd.).

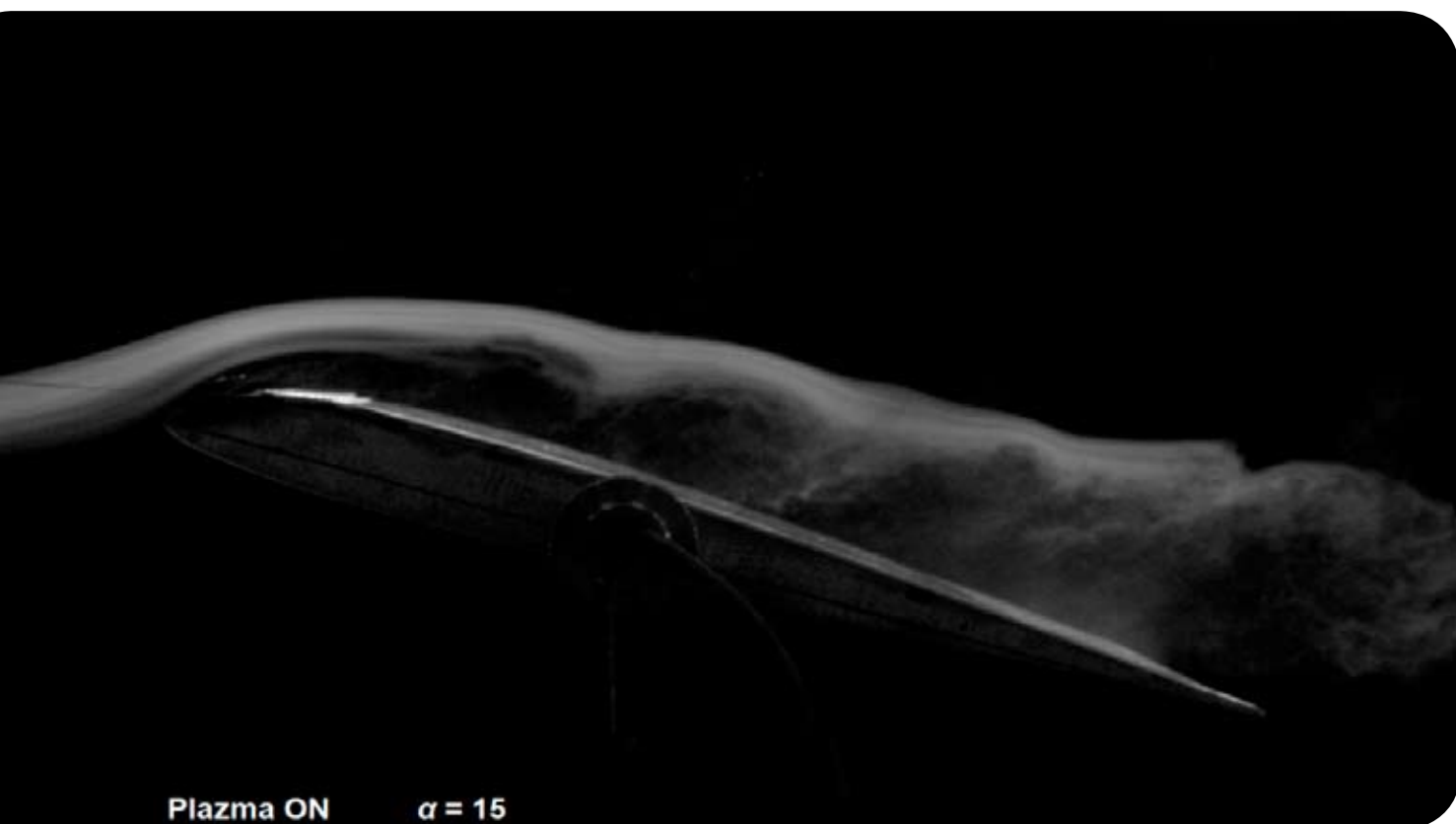
Wynikiem pracy układu DBD w powietrzu jest produkcja ozonu. Produkcja ozonu jest produktem ubocznym jonizacji powietrza przez układy plazmowe. Ozon jest silnym utleniaczem i jest zdolny do utleniania metalowych elektrod. Miedź łatwo tworzy tlenki w powietrzu, a więc w środowisku plazmy przez co utlenianie jest znacznie silniejsze. Tworzące się tlenki stanowią barierę w przewodnictwie elektrody.

Na pracę oraz wydajność układu DBD wpływa również wiele innych czynników, między innymi prędkość przepływu powietrza, napięcie i częstotliwość układu zasilania, odległość między elektrodami, rodzaj dielektryka [4], a przede wszystkim geometria elektrod [5], [6] użytych do przeprowadzenia badań. W porównaniu z innymi urządzeniami wpływającymi na przepływ powietrza, modyfikatory plazmowe są urządzeniami, które mają wiele zalet:

- są urządzeniami w pełni elektronicznymi, nie posiadają ruchomych części,
- posiadają niewielką grubość i stawiają znikomy opór,
- mogą być naklejone na powierzchnię płyta nośnego,
- do ich działania nie są wymagane szczeliny lub wgłębienia,
- modyfikatory plazmowe mogą pracować w trybie stałym lub przerywanym,
- wytrzymują wysokie obciążenia,
- charakteryzują się szybką odpowiedzią na impuls sterujący sprzężenia zwrotnego.

3. Badania tunelowe układu modyfikatora plazmowego z dwiema elektrodami siatkowymi

Badania eksperymentalne przeprowadzono na modelu skrzydła o profilu SD7003 o wymiarach szerokość 250 mm oraz długość 250 mm. Do przeprowadzania badań tunelowych oraz pomiaru sił działających na skrzydło wykorzystano tunel aerodynamiczny AeroLab. Zasilanie układu plazma actuator DBD stanowił autotransformator, transformatora podwyższającego napięcie 230/10000V 50Hz. Rejestracja przebiegów napięcia oraz prądu wyładowań dokonano oscyloskopem Keysight DSO-X 2012A 200MHz, 2GS/s, wyposażonym w sondę wysokonapięciową Tektronix P6015A oraz sondę prądową Tektronix P2220 1x/10x. Schemat układu pomiarowego wraz z rysunkiem modelu skrzydła przedstawiono na rysunku 2. Elektroda siatkowa uziemiona została umieszczona bezpośrednio na górnej powierzchni profilu skrzydła pokrywając w 70% górną powierzchnię skrzydła. Elek-



Rys. 3. Zdjęcie tunelowe układu modyfikatora plazmowego z dwiema elektrodami siatkowymi, w konfiguracji z wyłączonym układem DBD, dla prędkości przepływu powietrza $V = 10$ m/s, oraz kąta natarcia $\alpha = 15^\circ$



Rys. 4. Zdjęcie tunelowe układu modyfikatora plazmowego z dwiema elektrodami siatkowymi, w konfiguracji z włączonym układem DBD, dla prędkości przepływu powietrza $V = 10$ m/s, oraz kąta natarcia $\alpha = 15^\circ$

troda siatkowa uziemiona została pokryta dielektrykiem Kapton, który zapobiega występowaniu wyładowań iskrowych/łukowych. Elektroda siatkowa wysokonapięciowa o wymiarach 200x10 mm umieszczona została w odległości 15 mm od krawędzi natarcia.

W badaniach eksperymentalnych wykorzystano układ zasilania pracujący przy częstotliwości 50 Hz. Badania eksperymentalne przeprowadzone zostały dla prędkości przepływu powietrza $V = 10$ m/s oraz kąta natarcia $\alpha = 15^\circ$, liczby Reynoldsa $Re = 176000$. Na rysunkach 3 i 4 przedstawiono zdjęcia tunelowe badanego układu modyfikatora plazmowego z dwiema elektrodami siatkowymi.

4. Podsumowanie

W artykule przedstawiono nowe rozwiązanie jakim jest układ modyfikatora plazmowego do sterownia przepływem powietrza w warstwie przyściennej które są obecnie testowane w wielu ośrodkach badawczych. Zdjęcia tunelowe wskazują na widoczne oddziaływanie układu DBD na cyrkulację powietrza w warstwie przyściennej co potwierdza działanie modyfikatora plazmowego. Układy DBD mogą być wykorzystywane do aktywnego kontrolowania przepływu w samolotach, łatwo dostosowujących się do ich warunków pracy. Są znacznie skuteczniejsze w porównaniu do innych, stosowanych obecnie rozwiązań. Układy DBD cechuje bardzo krótki czas reakcji (opóźnienia w ustanawianiu absolutorium teoretycznie rzędu nanosekund). Rozwiązanie to jest stosunkowo nowym podejściem do sterowania warstwą przyścienną i wymaga prowadzenia badań na rzecz optymalizacji układów DBD oraz ich wpływu na osiagi w locie.

Bibliografia

- [1] Whalley R. D. and Choi K.S., The starting vortex in quiescent air induced by dielectric-barrier-discharge plasma. *Journal of Fluid Mechanics*, 2012, 703, 192–203.
- [2] Robinson M., *A History of the Electric Wind*. *American Journal of Physics* 1962, 30, 366–372.
- [3] Gnapowski E., Gnapowski S., Pytka J., *The impact of dielectrics on the electrical capacity, concentration, efficiency ozone generation for the plasma reactor with mesh electrodes*, *Plasma Science and Technology*, 2018, 20(8), 1–7, doi: 10.1088/2058-6272/aac1b6.
- [4] T. Thi, Hoa & Uesugi, Yoshihiko & Tanaka, Yasunori & Ishijima, Tatsuo. *Effects of dielectric properties on electrical characteristic of dielectric barrier discharge (DBD) generated by low frequency uni-polar high voltage pulses*. *Japanese Journal of Applied Physics*. 2019. 58. 10.7567/1347-4065/ab49b9.
- [5] Wang C.C., Durscher R., Roy S., *Three-dimensional effects of curved plasma actuators in quiescent air*, *Journal of Applied Physics*, 2011, 42, 109–117, 083305.
- [6] Gnapowski E., Gnapowski S., Pytka J., *Effect of Mesh Geometry on Power, Efficiency and Homogeneity of Barrier Discharges in the Presence of Glass Dielectric*. *IEEE Transactions on Plasma Science*, 2018, 46, 3493–3498

(Artykuł recenzowany)

Oświetlenie ultrafioletowe jako rozwiązanie dla lotnictwa w czasie pandemii COVID-19

JAKUB ZBOCH, MARZENA HAJDUK-STELMACHOWICZ, JÓZEF GRZYBOWSKI

Politechnika Rzeszowska



Rys. 1. Robot z lampami UV-C

Fot. <https://www.usnews.com/news/best-states/florida/articles/2020-12-23/virus-killing-robots-move-from-hospitals-to-public-spaces>

Streszczenie

W artykule przedstawiono analizę możliwości dezynfekcji przestrzeni kabiny pasażerskiej samolotu za pomocą promieniowania ultrafioletowego. Opracowano wstępny projekt instalacji pokładowej dla samolotu Embraer 190, składającej się z diod elektroluminescencyjnych LED, emitujących światło UV-C, umieszczonych w kabinie samolotu oraz zasilania i sterowania. Obliczono podstawowe parametry instalacji a także przewidziano procedury i warunki konieczne do zastosowania proponowanego rozwiązania w praktyce.

Słowa kluczowe: lotnictwo komunikacyjne, COVID-19, oświetlenie ultrafioletowe, dezynfekcja, bezpieczeństwo lotnicze.

1. Wprowadzenie

Zagrożenie epidemiczne może mieć znaczący wpływ na wydajność operacji lotniczych, co zostało potwierdzone w czasie pandemii COVID-19. Zagwarantowanie bezpieczeństwa na pokładzie samolotów w trakcie całej podróży

jest jednym z głównych celów inżynierów i naukowców z branży lotniczej. Aktualnie priorytetem stało się opracowanie i zastosowanie rozwiązań oraz technologii, które minimalizują ryzyko infekcji w trakcie przebywania na lotnisku i w samolocie. W 2020 roku problemem o zasięgu globalnym stała się pandemia COVID-19 wywoływana przez wirusa SARS-CoV-2. Wspomnianym patogenem można zarazić się drogą kropelkową i przez dotyknięcie zainfekowanej powierzchni, na których spoczywa wirus, następnie dotyknięcie twarzy (tj. okolic oczu, ust lub nosa). Badania potwierdzają, że wirus SARS-CoV-2 może przeżyć nawet 48 godzin na ubraniach, 96 godzin na szkle i do 7 dni na stali nierdzewnej [1].

W marcu 2020 roku, zaledwie po kilkunastu tygodniach od wykrycia pierwszego przypadku choroby COVID-19, ilość operacji w transporcie lotniczym na całym świecie drastycznie spadła. Ten rok został określony przez Międzynarodowe Stowarzyszenie Przewoźników Powietrznych (IATA) jako najgorszy w historii pod względem spadku popytu na podróże lotnicze.

Globalny rozkładowy ruch pasażerski w 2020 roku obniżył się o 65,9% względem poprzedniego roku. Międzynarodowa Organizacja Lotnictwa Cywilnego (ICAO) opublikowała dane statystyczne, gdzie raportuje spadek o 33,8% (15,5 mln) operacji lotniczych w roku 2020 w porównaniu z rokiem 2019 [8, 11]. Redukcja ilości lotów rozkładowych z pasażerami, które transportowały również dodatkowy ładunek cargo, przyczyniła się do zwiększenia popytu o 2,74% na loty z ładunkiem towarowym [5]. Dane statystyczne przedstawiają również drastyczny deficyt przychodów w branży lotniczej. Szacuje się straty na kwotę rzędu 370 mld USD w 2020 roku, z czego dochody dostawców usług żeglugi powietrznej zmniejszyły się o prawie 13 mld USD z opłat nawigacyjnych, a portów lotniczych o 115 mld USD [8].

Popyt na transport lotniczy aktualnie rośnie, zarówno na loty krajowe jak i międzynarodowe. Pomimo tego eksperci twierdzą, że część pasażerów, zwłaszcza biznesowych, nie będzie już tak często korzystać z ofert przewoźników lotniczych ze względu na rozpowszechnienie zdalnej formy pracy, szkoleń i kontaktów zawodowych.

2. Ryzyko infekcji SARS-COV-2 w trakcie podróży samolotem

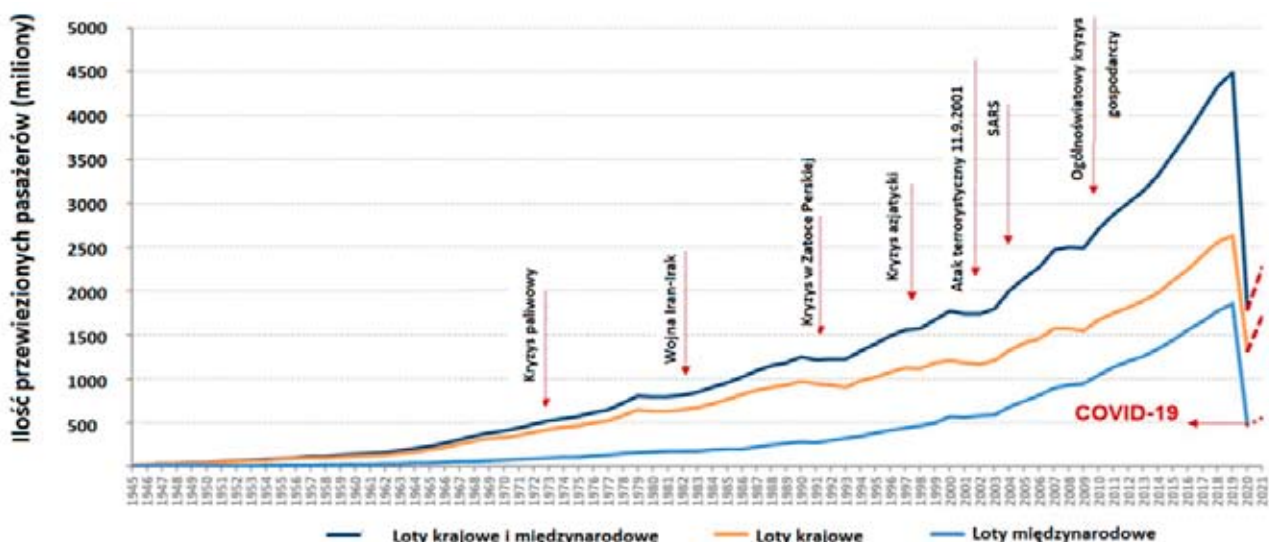
Agencja rządu federalnego Stanów Zjednoczonych wchodząca w skład Departamentu Zdrowia i Opieki Społecznej (CDC – *Centers for Disease Control and Prevention*) potwierdza, że podróże przyczyniają się do zwiększenia transmisji wirusa COVID-19. Natomiast, co warto zaznaczyć, wirus nie rozprzestrzenia się łatwo w kabinie pasażerskiej przy stosowaniu się do podstawowych zasad, takich jak: noszenie masek filtrujących zakrywających nos i usta oraz częsta dezynfekcja dłoni. Bezpieczeństwo jest zapewniane m. in. dzięki zastosowaniu odpowiednio ukierunkowanej cyrkulacji powietrza w kabinie pasażerskiej oraz wysoko wydajnych filtrów powietrza HEPA klasy szpitalnej, które filtrują powietrze w 99,9% z różnego typu grzybów, bakterii i wirusów, w tym COVID-19, wymieniając je nawet 20–30 razy na godzinę [4].

3. Użycie światła ultrafioletowego do dezynfekcji

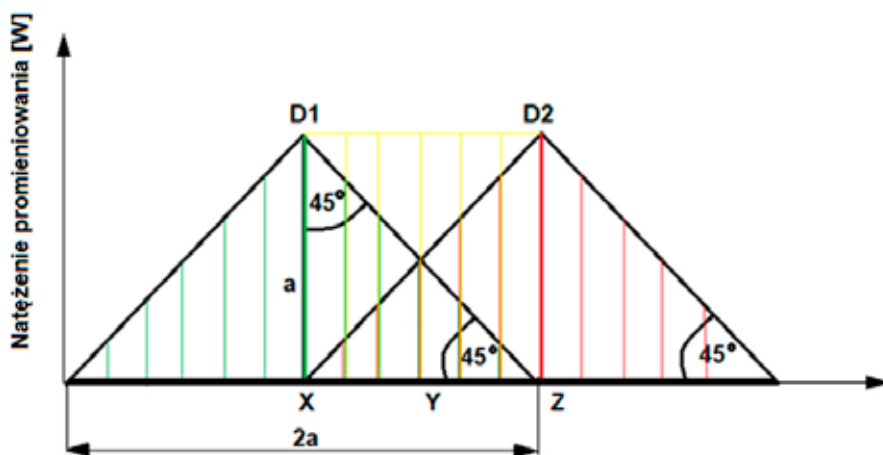
Aktualnie w portach lotniczych standardem jest dostęp do środków antybakteryjnych, maseczek ochronnych i instalowanie barier ochronnych (przegród wykonanych zazwyczaj z przezroczystego tworzywa sztucznego lub szkła) na stanowiskach obsługi pasażerskiej. Lotniska są teraz częściej i dokładniej czyszczone, do tego używane są specjalistyczne środki bakterio- i wirusobójcze. Rozwiązaniem mogą być również lampy UV typu C, które promieniują światłem o długości fali od 100 do 280 nm [14], czyli promieniowaniem o krótkiej częstotliwości i największej energii spośród innych typów promieniowania ultrafioletowego. Jako że jest ono szczególnie niebezpieczne i zabójcze dla żywych komórek, należy pamiętać o zagrożeniach, jakie występują w trakcie ich korzystania. Podczas ich pracy w pomieszczeniach nie powinni przebywać ludzie ze względu na możliwość poparzenia skóry lub uszkodzenia oczu.

Użycie lamp UV w lotnictwie od początku trwania pandemii znacznie zyskało na popularności [3]. Jest to skuteczna forma sterylizacji, która w przeszłości była wykorzystywana głównie w laboratoriach i placówkach medycznych. Pod wpływem promieniowania zabijane są zarazki, wirusy i bakterie, w tym wirus SARS-CoV-2. Stosując odpowiednią dla danego mikroorganizmu dawkę promieniowania, zachodzą procesy chemiczne w kwasach nukleinowych, co skutkuje uszkodzeniem kodu genetycznego. Takie zmiany uniemożliwiają dalsze replikowanie patogenu. Liczne badania niezależnych laboratoriów potwierdzają, że światło UV-C w ciągu nawet kilkunastu sekund może zmienić strukturę RNA koronawirusa (przez co wirus już nie zagraża), a w ciągu kilku minut unicestwić go całkowicie [18].

Coraz więcej lotnisk i linii lotniczych decyduje się na wykorzystanie tej technologii do dezynfekcji pomieszczeń portów lotniczych i samolotów. W tym celu używa się m. in. robotów, które, odpowiednio zaprogramowane, poruszają się wzdłuż wyznaczonych tras, naświetlają wokół otoczenie i skutecznie je dezynfekują [17]. Powszechne stało się również wykorzystanie robotów, które oczyszczają powietrze



Rys. 2. Wydarzenia mające wpływ na światowy ruch pasażerski w latach 1945–2021 [oprac. za zgodą na podstawie <https://www.icao.int/sustainability/Pages/Economic-Impacts-of-COVID-19.aspx>]



Rys. 3. Geometria naświetlanego obszaru w granicznych przypadkach użycia 2 źródeł światła z diody LED

w sterylizatorze tunelowym, które je oświetlają wewnątrz urządzenia również za pomocą lamp UV typu C. Aktualnie lampy UV-C są wykorzystywane również do dezynfekcji bagaży, podłóg, poręczy (np. schodów ruchomych), wózków bagażowych, tacek na przedmioty indywidualne w punktach kontroli bezpieczeństwa, czytników linii papilarnych i skanerów paszportowych.

Lampy UV typu C są coraz bardziej powszechne w lotnictwie. Ich użytkowanie jest również premiowane przez SKYTRAX ze względu na efektywność. W rankingu „The 2021 COVID-19 Airport Excellence Awards” wyróżniono 39 lotnisk, m. in. Doha Hamad Airport, Tokio Haneda i Singapur Changi [19]. SKYTRAX ocenia również działania linii lotniczych w związku z zagrożeniem epidemicznym - pandemią COVID-19, przyznając im od 3 do 5 gwiazdek. Do grona wyróżnionych najwyższą oceną należą m. in. Air France, Japan Airlines i Singapore Airlines [6].

Aktualnie wiele firm interesuje się optymalizacją wykorzystania oświetlenia ultrafioletowego do dezynfekcji wnętrza samolotów. Funkcjonowanie instalacji oświetlenia ultrafioletowego jest możliwe, gdy w zasięgu promieniowania nie przebywają ludzie. Na lotniskach całego świata coraz częściej spotyka się roboty z zamontowanymi lampami, które poruszają się wzdłuż kabiny pasażerskiej i dokonują jej dezynfekcji podczas postoju statku powietrznego na płycie lotniska.

Trwają również prace nad optymalizacją użycia stacjonarnego oświetlenia UV-C do dezynfekcji toalet w samolocie. Według firmy Safran Cabin jest to bezpieczne rozwiązanie, które w niedalekiej przyszłości może zostać upowszechnione. Dodatkowo światło ultrafioletowe może być również stosowane do dezynfekcji wody, która jest dostarczana do toalet w samolotach. Użycie wody uzupełnianej np. w niektórych krajach afrykańskich może wiązać się z zagrożeniem dla człowieka ze względu na jej florę bakteryjną, która może być gorzej tolerowana przez ludzi zamieszkujących inne regiony świata. Dezynfekowanie wody za pomocą światła ultrafioletowego to sprawdzone rozwiązanie, które zapewnia najwyższe standardy bezpieczeństwa.

Międzynarodowa Komisja Oświetleniowa (*International Commission on Illumination*) opublikowała w maju 2020 roku dokument, w którym potwierdziła, że wykorzystanie urządzeń z lampami UV ma ograniczyć rozprzestrzenianie się wirusa SARS-CoV-2.

Dodatkowo w ostatnich latach prowadzone są badania nad promieniowaniem UV-C, a dokładniej o świetle o długości fali ok. 220 nm [3]. Na podstawie badań prowadzonych przez prof. Dawida Brennera w Stanach Zjednoczonych wnioskuje się, że światło o tej długości fali nie przenika przez martwy naskórek na powierzchni skóry oraz przez warstwę łoż na powierzchni

oczu. Takie wnioski prowadzą do kolejnych badań i działań mających na celu certyfikację takiego oświetlenia do produkcji lamp użytku codziennego w typowych instalacjach świetlnych, np. w portach lotniczych i szpitalach, gdzie w trakcie naświetlania mogliby przebywać ludzie.

Nowością w dziedzinie instalacji oświetleniowych wykorzystujących światło ultrafioletowe są diody LED. Ze względu na małe rozmiary i liczne zalety tej technologii, jej możliwości są olbrzymie. Paski z diodami LED są proste w instalacji, a ich niewielki pobór mocy nie powinien stanowić problemu dla instalacji elektrycznej samolotu w trakcie postoju na płycie lotniska. Istotną różnicą względem typowych lamp niskociśnieniowych UV-C jest brak rtęci, której opary są szkodliwe w przypadku kontaktu z ciałem człowiekiem. Diody LED UV-C mają zazwyczaj dłuższą żywotność, niskie koszty eksploatacji, są skuteczne oraz bardziej przyjazne dla środowiska ze względu na brak występowania rtęci, która jest wysoce toksyczna w przypadku pęknięcia lampy i wydostania się jej do środowiska zewnętrznego lub w procesie ich utylizacji.

Celem niniejszej pracy było opracowanie wstępnego projektu instalacji oświetleniowej UV-C na bazie diod LED do dezynfekcji kabiny pasażerskiej samolotu.

4. Projekt instalacji oświetleniowej UV-C w kabinie pasażerskiej

Narodowe Laboratorium Badań Nowo Występujących Chorób Zakaźnych (NEIDL – *National Emerging Infectious Diseases Laboratories*) Uniwersytetu Bostońskiego potwierdza, na podstawie przeprowadzonych badań, że promieniowanie UV-C skutecznie dezaktywuje wirusa SARS-CoV-2 powodującego chorobę COVID-19. Skuteczna jest dezynfekcja przy wykorzystaniu światła UV-C i przy zastosowaniu odpowiedniej dawki promieniowania. Udowodniono, że możliwe jest zmniejszenie populacji wirusa SARS-CoV-2 nawet o 99% w zaledwie 6 sekund przy zastosowaniu dawki 5 mJ/cm² [15]. Mikroorganizmy spoczywające na powierzchniach w cieniu mogą nie zostać w pełni dezaktywowane, ponieważ może nie dotrzeć do nich odpowiednia ilość promieniowania. Możliwa jest optymalizacja instalacji

oświetleniowej przez dobór określonej ilości lamp, o określonej mocy, które pracowałyby na określonym obszarze przez określony czas.

W ramach niniejszego projektu założono, że możliwe oraz uzasadnione jest zainstalowanie stacjonarnej instalacji oświetlenia ultrafioletowego na pokładzie samolotów pasażerskich. Uproszczony projekt instalacji do dezynfekcji kabiny pasażerskiej opracowano dla samolotu Embraer 190, który m. in. wchodzi w skład floty PLL LOT.

Wybrany statek powietrzny ma miejsca dla ok. 100 pasażerów, a jego kabina jest wyposażona w dwa rzędy podwójnych foteli. Wybór samolotu uzasadnia się sposobem jego użytkowania i typową dla tego modelu dzienną liczbą wykonywanych operacji. W standardowej linii lotniczej maszyna tego typu wykonuje w ciągu doby ok. 6–10 lotów [2]. Mając na celu optymalne wykorzystanie oświetlenia UV-C, najbardziej uzasadniona jest jej instalacja w samolotach podobnej klasy. W samolotach szerokokadłubowych, które wykonują średnio 2-3 loty w ciągu doby, nie ma ekonomicznego sensu instalowania lamp UV-C na stałe. W dezynfekcji kabin liniowców tego typu korzystniejsze jest zastosowanie zautomatyzowanego robota, który mógłby być wprowadzany do samolotu w trakcie postoju na płycie lotniska.

Dzięki użyciu stacjonarnej instalacji oświetlenia UV-C proces dezynfekcji może być szybszy i bardziej efektywny. Operator statku powietrznego będący w posiadaniu samolotów z zamontowaną instalacją tego typu byłby niezależny od wyposażenia lotnisk, na których jego samolot miałyby postój pomiędzy lotami.

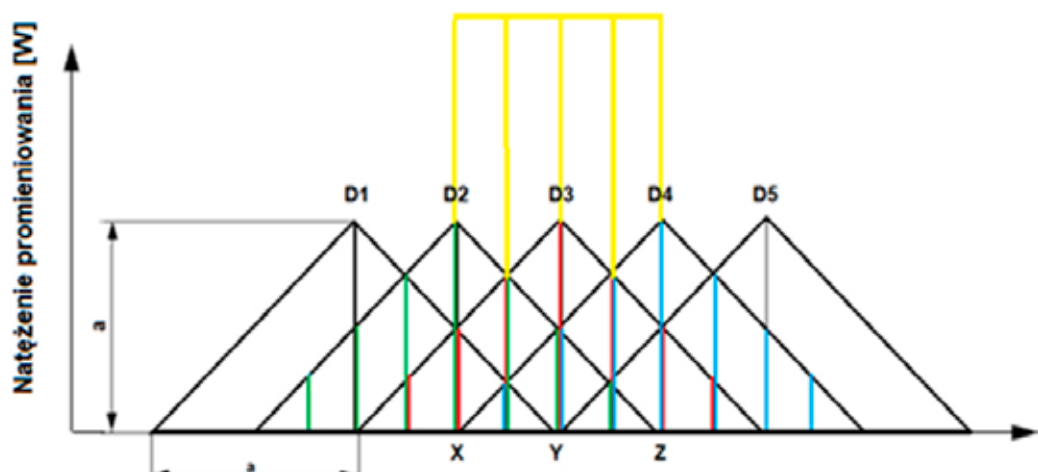
Na podstawie analizy wymiarów kabiny pasażerskiej samolotu Embraer 190 na potrzeby niniejszego projektu określono maksymalną odległość poszczególnych elementów kabiny pasażerskiej od najbliższego źródła światła. Ustalono, iż wynosi ona do 1,44 metra. Mając na uwadze charakterystyki promieniowania diod LED można oszacować, że 5 pasków z diodami LED [13], umieszczonych wzdłuż kabiny pasażerskiej będzie wystarczające do dezynfekcji najczęściej dotykanych powierzchni elementów kabiny.

Obliczenia projektowe wykonano przy założeniu, że wszystkie istotne elementy kabiny pasażerskiej mają otrzymać dawkę promieniowania skuteczną do dezaktywacji wirusa SARS-CoV-2. Wynosi ona 25 J/m². W artykule [10] wskazano dawkę promieniowania 17 J/m² do dezaktywacji 99% materiału biologicznego wirusa SARS-CoV-2. Stosując większą dawkę, zapewniana jest większa skuteczność dezynfekcji w miejscach trudniej dostępnych (powierzchnie zacie-

nione). Obliczenia zostały przeprowadzone dla całkowitego czasu naświetlania 10 minut. Możliwe jest dostarczenie tej samej, koniecznej dawki promieniowania do dezaktywacji wirusa SARS-CoV-2 przy krótszym czasie naświetlania, przy zastosowaniu większej liczby diod LED lub zastosowaniu diod o większej mocy. Dokładny czas tego procesu jest trudny do oszacowania. Konieczne w tym celu są badania określające rzeczywistą skuteczność promieniowania w danym środowisku przy nakładaniu się kilku źródeł światła. Z punktu widzenia projektowego istotna jest analiza geometrii promieniowania diody LED UV-C. Diody LED, np. XBT-3535-UV-A130-CC275-01 firmy LUMINOS, promieniuje w obszarze o rozciągłości kątowej 1300 od źródła światła [12]. W celu uproszczenia obliczeń i zagwarantowania wysokiej dawki promieniowania w granicznych punktach obszaru naświetlania obliczeń przyjęto obszar 90°.

W obszarze wspólnego oświetlenia diodami LED występuje superpozycja natężenia strumienia światła intensyfikująca promieniowanie. Na rysunku 3 czerwoną linią zaznaczono zakładany obszar naświetlania diody LED UV-C. Na podstawie założeń geometrii promieniowania określono graniczne wartości dawki promieniowania.

Uproszczenie zależności geometrycznych na rysunku 3 pozwoliło na obliczenie wymaganej liczby diod, niezbędnych do dostarczenia określonej dawki promieniowania w założonym czasie i odległości od źródła promieniowania. Nałożenie się promieniowania z kilku źródeł światła zwiększy dawkę promieniowania w obszarach styknych. Punkty D1 i D2 oznaczają źródło promieniowania (diodę nr 1 i nr 2), punkty X i Z oznaczają miejsca oświetlanej powierzchni oddalone od źródła światła o odległość a (w przypadku przytaczanego projektu ta wartość wynosi 1,44 m). Punkt Y znajduje się w połowie odcinka pomiędzy punktami X, Z. Zieloną linią oznaczono skalę przybliżonego, wyidealizowanego natężenia światła w zależności od kąta promieniowania z diody D1, odpowiednio w przypadku diody D2 – kolorem czerwonym. Kolorem żółtym oznaczono sumę natężenia nachodzącego na siebie promieniowania z dwóch źródeł światła. Dla punktów X, Y, Z natężenie promieniowania w takim przypadku jest sobie równe.



Rys. 4. Geometria naświetlanego obszaru w granicznych przypadkach wykorzystania szeregu źródeł promieniowania na odcinku |XZ|

Na rysunku 4 przedstawiono schemat dla wielu źródeł promieniowania na odcinku pomiędzy punktami X i Z z ciągu diod LED. Odpowiednio zwielokrotniając liczbę diod na danym odcinku, natężenie promieniowania będzie się zwiększać. Takie założenia i wyidealizowanie warunków rzeczywistych były konieczne do przeprowadzenia uproszczonych obliczeń projektowych.

W kolejnych krokach obliczono strumień promieniowania, wymaganą liczbę diod LED dla zagwarantowania dezynfekcji danego obszaru w określonym czasie, a następnie wyznaczono parametry całej instalacji. Obliczeniowa moc całej instalacji wynosi 5240 W.

Praktyczne zastosowanie niniejszego projektu wymaga spełnienia następujących warunków. Przy montażu instalacji oświetlenia ultrafioletowego, która miałaby zostać zabudowana na pokładzie samolotu, konieczne są specjalistyczne testy. Urządzenia muszą spełniać normę DO160G, a projekt w rzeczywistości mógłby zostać zrealizowany przez zatwierdzoną organizację DOA (*Design Organization Approval*), a następnie wykonany przez zatwierdzoną organizację produkującą POA (*Production Organisation Approvals*) na podstawie porozumienia DOA-POA. Przy wdrożeniu tego typu rozwiązań konieczne są zmiany proceduralne i organizacyjne.

Środek ciężkości instalacji w przybliżeniu powinien pokrywać się ze środkiem samolotu ze względu na symetryczne rozłożenie pasków LED w kabine pasażerskiej. Liczbę diod LED można dostosować do czasu naświetlania. Należy zwrócić uwagę na długotrwałe działanie promieniowania na elementy kabiny pasażerskiej. Światło UV-C może zmienić właściwości mechaniczne materiału i ich wygląd (spowodować np. żółknięcie tworzywa sztucznego). Liczne badania wskazują, że w przypadku wybranych materiałów w kabine pasażerskiej promieniowanie ultrafioletowe nie wpływa istotnie na ich ognioodporność, kruchość i łamliwość [9,16]. Ewentualne zmiany koloru można ograniczyć, stosując materiały, które nie ulegają istotnym zmianom w wyglądzie fizycznym.

Certyfikacja instalacji i dostosowanie szeregu zabezpieczeń bez wątplenia będzie stanowić znaczący koszt. Według autora projektu, podstawowe koszty głównych elementów układu został oszacowane na poziomie ok. 86 000 PLN. Główny koszt stanowią diody LED (do projektu potrzebnych jest 1755 diod LED UV-C o łącznej wartości prawie 81 000 PLN). Cała instalacja powinna ważyć ok. 50 kg, z czego główną masę stanowiłoby okablowanie (ok. 80% masy całej instalacji).

W przypadku wprowadzenia dodatkowej instalacji lamp UV w samolocie konieczne będzie wprowadzenie nowych, specjalnych procedur bezpieczeństwa. Należy pamiętać, że promieniowanie UV-C nie jest widzialne dla ludzkiego oka, dlatego można nawet nie zdawać sobie sprawy z przebywania przy włączonych lampach, co stanowiłoby zagrożenie dla zdrowia. W przypadku wdrożenia opisanego rozwiązania konieczne jest przynajmniej 2-krotne sprawdzenie całej kabiny i zapewnienie, że nikt nie przebywa w obszarze naświetlania oraz zastosowanie dodatkowych zabezpieczeń przed wejściem do kabiny i/lub komunikatów głosowych informujących o rozpoczęciu naświetlania z odpowiednim

wyprzedzeniem czasowym. Dostęp do systemu sterowania lampami wymaga zabezpieczenia przed przypadkowym włączeniem (konieczne zastosowanie rozwiązań typu POKE-YOKE). Osoby obsługujące instalację muszą przejść przynajmniej podstawowe szkolenie dotyczące procedur, bezpieczeństwa i obsługi całej instalacji oraz postępowania w przypadku kontaktu człowieka z promieniowaniem.

5. Podsumowanie

Na podstawie analizy stanu wiedzy, stwierdzono, że metoda naświetlania promieniowaniem ultrafioletowym może być skutecznym sposobem dezynfekcji przestrzeni kabiny pasażerskiej samolotu. Opracowano projekt oświetlenia UV-C dla kabiny pasażerskiej samolotu Embraer 190, z wykorzystaniem diod LED, emitujących światło ultrafioletowe. Przy założeniu obszaru kątownego oświetlenia przez pojedynczą diodę LED, ustalono wstępne parametry geometryczne rozmieszczenia a także wymaganą liczbę diod. Obliczono moc roboczą oraz oszacowano masę i koszt instalacji dla wybranego samolotu. Określono podstawowe warunki instalacji i użytkowania proponowanej instalacji.

Stwierdzono, że przedstawiona w pracy metoda dezynfekcji przestrzeni kabiny pasażerskiej samolotu może być skutecznym rozwiązaniem i przyczynić się do poprawy bezpieczeństwa podróżujących w zakresie zapobiegania rozprzestrzeniania się pandemii COVID-19.

(Artykuł recenzowany)

Bibliografia

- [1] Air Cabin Cleaning and disinfection, Harvard T.H.Chan <https://npli.sph.harvard.edu/air-cabin-cleaning-and-disinfection/> (4.05.2021)
- [2] Airport Planning manual Embraer 190. https://www.flyembraer.com/irj/go/km/docs/download_center/Anonymous/Ergonomia/Home%20Page/Documents/APM_190.pdf (5.08.2005)
- [3] Brenner J. Using the Power of Light: Preventing the Airborne Spread of Coronavirus and Influenza Virus. <http://www.columbia.edu/~dj3/Far%20UVC.html> (10.08.2021)
- [4] Cabin Air Quality. <https://www.iata.org/en/youandtravelers/health/cabin-air/> (5.05.2021)
- [5] Coronavirus Disease 2019 (COVID-19). https://skybrary.aero/index.php/Coronavirus_Disease_2019_COVID-19 (2.06.2021)
- [6] COVID-19 Airline Safety Rating, SKYTRAX. <https://skytraxratings.com/covid-19-airline-safety-ratings> (4.07.2021)
- [7] Diody LED UV-C w urządzeniach do bezpiecznej i skutecznej dezynfekcji. Elektronika B2B <https://elektronikab2b.pl/tecnica/53785-diody-led-uv-c-w-urzadzeniach-do-bezpiecznej-i-skutecznej-dezynfekcji> (1.12.2021)
- [8] Economic Impacts of COVID-19 on Civil Aviation. ICAO <https://www.icao.int/sustainability/Pages/Economic-Impacts-of-COVID-19.aspx> (2.06.2021)
- [9] EFFECT OF UV-C ON AIRCRAFT INTERIOR MATERIALS. <https://aerospace.honeywell.com/content/>

- dam/aerobt/en/documents/learn/products/cabin-management-and-entertainment/brochures/Effects_of_UVC_on_Aircraft_Interior_Materials.pdf (25.09.2020)
- [10] Diody LED UV-C w urządzeniach do bezpiecznej i skutecznej dezynfekcji Elektronik - Magazyn Elektroniki Profesjonalnej (7/2021)
- [11] Elias B. (2020). Addressing COVID-19 Pandemic Impacts on Civil Aviation Operations, raport R46483 Congressional Research Service <https://crsreports.congress.gov/search/#/?termsToSearch=Addressing%20COVID-19%20Pandemic%20Impacts%20on%20Civil%20Aviation%20Operations&orderBy=Relevance> (17.08.2020)
- [12] https://pl.mouser.com/ProductDetail/Luminus-Devices/XBT-3535-UV-A130-CC275-01?qs=GedFDFlaBXH4Ojf970TwyQ%3D%3D&gclid=CjwKCAjw1JeJBhB9EiwAV612y_WVGsmg4TnFijc2p449yyD8FBHKL4I7LECDGGBEBNyGCojNNnXaBoCoWUQAvD_BwE%20 (15.08.2021)
- [13] <https://store.waveformlighting.com/products/cleanuv-uv-c-led-strip-light> (15.07.2021)
- [14] International standard ISO 21348: Space environment (natural and artificial) – Process for determining solar irradiances. 2007. s. 5–6. (23.10.2009)
- [15] Signify and Boston University validate effectiveness of Signify's UV-C light sources on inactivating the virus that causes COVID-19. <https://www.signify.com/global/our-company/news/press-releases/2020/20200616-signify-boston-university-validate-effectiveness-signify-uv-c-light-sources-on-inactivating-virus-that-causes-covid19> (1.12.2021)
- [16] UV and its effect on plastics. Essentra Components. <https://www.essentracomponents.com/en-us/news/product-resources/uv-and-its-effect-on-plastics-an-overview> (23.01.2019)
- [17] Virus-Killing Robots Move from Hospitals to Public Spaces. U.S. News <https://www.usnews.com/news/best-states/florida/articles/2020-12-23/virus-killing-robots-move-from-hospitals-to-public-spaces> (23.12.2020)
- [18] Warwoki A. Jak działają lampy bakteriobójcze UVC do sterylizacji i dezynfekcji? <https://aqua-light.pl/blog/jak-dzialaja-lampy-bakteriobojcze-uv-c-do-sterylizacji-i-dezynfekcji/> (1.06.2021)
- [19] World's Cleanest Airports 2021 by SKYTRAX. <https://www.worldairportawards.com/worlds-cleanest-airports-2021/>
- Artykuł powstał na podstawie pracy dyplomowej „Model rozwiązań technicznych w związku z zagrożeniem epidemicznym w lotnictwie cywilnym”, autor Jakub Zboch, Politechnika Rzeszowska 2020, pod kierunkiem Marzeny Hajduk-Stelmachowicz oraz Józefa Grzybowskiego.



Szybowiec PWX-10 oblatany 08.12.2021 r. w Jeleniej Górze – nowość z Zakładu Szybowcowego „Jeżów”. Fot. ZS Jeżów



Modyfikacje PZL 104MA Wilga 2000 zastosowane w samolocie Wilga DRACO

JAROSŁAW PYTKA
Politechnika Lubelska

Samolot Wilga DRACO powstał w USA w roku 2018. Konstruktorem jest Mike Patey, przedsiębiorca i pilot zajmujący się budową samolotów z zestawów do samodzielnego montażu. W artykule opisano genezę oraz założenia projektu przebudowy samolotu PZL 104MA Wilga 2000 na samolot Wilga DRACO. Opisano poszczególne etapy realizacji projektu a także zastosowane technologie i materiały. Scharakteryzowano zastosowanie i osiągi samolotu Wilga DRACO.

1. Wprowadzenie

W grupie samolotów lotnictwa ogólnego (GA - General Aviation) można wyróżnić samoloty charakteryzujące się wyższymi osiągnięciami naziemnymi, szczególnie w zakresie krótkiego startu i lądowania (STOL - Short Take Off and Landing) oraz przystosowaniem do operowania z nieutwardzonych, często nierównych, przygodnych lądowisk. Samoloty tego typu są czasami określane jako „bush planes” i umożliwiają dotarcie do miejsc nieosiągalnych innymi środkami transportu, np. na dzikich obszarach Alaski, w górach, na pustyniach. Tego typu samoloty możemy podzielić na trzy grupy:

- samoloty seryjne, produkowane w zgodności ze stosownymi przepisami, posiadające certyfikat typu, np. Cessna 180/185, Aviat Husky, PZL 104 Wilga,
- samoloty budowane amatorsko, na podstawie planów lub z zestawów do samodzielnego montażu, np. Kitfox, Rans S-7 Courier, Avid Flyer i inne,
- samoloty powstałe wskutek modyfikacji lub przebudowy samolotów seryjnych, najliczniejszą grupę stanowią modyfikacje samolotu Cessna 180 lub 185.

W przypadku samolotów trzeciej z powyższych grup, mamy zazwyczaj do czynienia z powstaniem tylko jednego egzemplarza – prototypu, którego konstrukcja i charakterystyki są niepowtarzalne a zastosowane modyfikacje i zmiany są zasadnicze w stosunku do samolotu wyjściowego. Ponieważ zainteresowanie samolotami klasy „bush planes” nie maleje, konstruktorzy sięgają po różnorodne pierwowzory, w tym również samolot produkcji polskiej, PZL 104 Wilga, w różnych wersjach produkcyjnych. Celem niniejszego artykułu jest prezentacja procesów technologicznych, zastosowanych przy realizacji przebudowy samolotu PZL 104MA Wilga 2000.

2. Geneza projektu przebudowy samolotu PZL 104MA Wilga 2000

Autorem projektu przebudowy przedmiotowego samolotu jest Mike Patey, amerykański przedsiębiorca a jednocześnie pilot i konstruktor – amator, zajmujący się budową samolotów klasy „Experimental”. Do chwili podjęcia projektu Wilga DRACO, Patey zbudował dwa samoloty Lancair, jeden z napędem na silnik tłokowy, drugi z silnikiem turbośmigłowym. Patey jest współwłaścicielem zakładu przemysłowego, produkującego holowniki do samolotów lekkich.

W założeniach projektu Wilga DRACO były następujące wymagania co do osiągnięć nowego samolotu:

- ultrakrótki start i lądowanie,
- strome podejście do lądowania, z niską prędkością,
- możliwość startu i lądowania na nieprzygotowanych terenach, nierównych, o nawierzchni nieutwardzonej,
- pułap lotu rzędu 8000 m.

Projekt rozpoczęto od zakupu samolotu PZL 104MA Wilga 2000 (Rys. 1). Jest to jednosilnikowy, wolnonośny górnopłat, konstrukcji metalowej z elementami kompozytowymi. Skrzydła wykonane z blachy duralowej, posiadają profil NACA 2415, wznios 1° . Stałe sloty na całej długości krawędzi natarcia, kłapy i klapolotki szczelinowe, kesony mieszczą integralne zbiorniki paliwa (łączna pojemność 380 l). Skrzydła zakończone wingletami, wykonanymi z kompozytu. Kadłub posiada konstrukcję półskorupową i wykonany jest z duralu. Kabina o szerokości 1300 mm, mieści cztery fotele dla pilotów i pasażerów. Klasyczne usterzenie zastrzałowe, na sterach kierunku i wysokości odciążenia aerodynamiczne. Napęd steru kierunku systemem linkowym, natomiast ster wysokości oraz klapolotki napędzane popychaczami. Podwozie z dwoma kołami głównymi oraz kółkiem ogonowym. Koła podwozia głównego na wahaczach wleczonych, rozmiar kół 500x200 mm. Napęd samolotu stanowi sześciocylindrowy silnik tłokowy Lycoming IO-540K1J5D o mocy 300KM/2700 obr./min, który napędza trójąpatowe śmigło o stałej prędkości obrotowej firmy Hartzell.

Patey zakupił ostatni egzemplarz seryjny (produkcję samolotu zakończono w 2008 roku). Dodatkowym impulsem do realizacji projektu była awaria silnika Lycoming i awaryjne lądowanie na pustyni. Zasadniczą modyfikacją była zmiana układu napędowego samolotu. Tłokowy silnik spalinowy Lycoming IO-540 o mocy 300 KM został zastąpiony silnikiem turbośmigłowym Pratt & Whitney PT6A-28 o mocy 680KM. Ponieważ projektowany samolot miał być cięższy od pierwowzoru, zwiększono powierzchnię nośną płata a także powierzchnię usterzenia pionowego i poziomego. Spełnienie założeń projektowych wymagało również modyfikacji układu paliwowego (przede wszystkim, zwiększenie pojemności zbiorników) a także modyfikacji podwozia oraz instalacji pokładowych. W kolejnej części artykułu, opisano poszczególne etapy projektu oraz zrealizowane modyfikacje.

3. Zamiana silnika i przebudowa systemu paliwowego

Do napędu samolotu Wilga DRACO zastosowano silnik turbośmigłowy Pratt&Whitney PT6A-28 (Rys. 2). Silnik charakteryzuje się znacznie wyższą mocą w porównaniu do silnika tłokowego (680 vs 300 KM). Zamiana silnika wymagała zaprojektowania i wykonania nowych podzespołów oraz instalacji, np. łożo silnika, osłona silnika z systemem wlotu powietrza, instalacja paliwowa, itd.

4. Łoże silnika

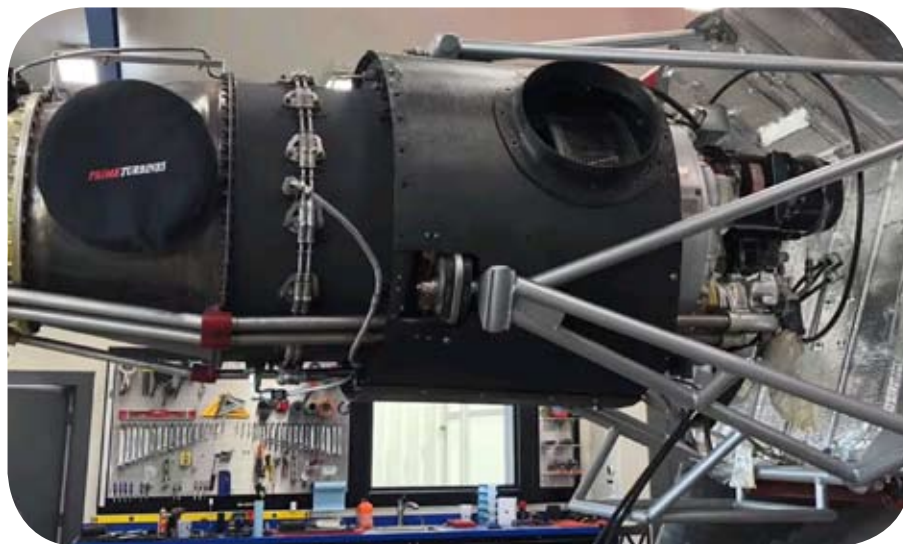
Łoże zespawano z rur ze stali chromowo-molibdenowej (Rys.2). Konstruowanie łoża odbywało się przy wstępnie umiejscowionym silniku (oparta piasta śmigła, silnik uniesiony na dźwignicy), co ułatwiło

dokładne dopasowanie elementów. Po zespawaniu dwóch podzespołów łoża, dolnego i górnego, łożo zdemontowano i nałożono ochronną powłokę malarską. Gotowe łożo silnika przymocowano w 7 punktach, zamiast w 4 – jak to miało miejsce w samolocie fabrycznym. Uwzględniono w ten sposób wyższą moc silnika turbinowego, który dodatkowo okazał się lżejszy od tłokowego o 65 kg. W dolnej części łoża silnika skonstruowano dodatkowo stelaż pod półkę baterii pokładowej.

5. Osłona silnika

Osłona silnika została wykonana technologią laminowania na formie pozytywowej jako nowy, jednoczęściowy element. Jako formy użyto osłonę silnika od samolotu Lancair Turbulence. Należy nadmienić, iż Mike Patey zbudował dwa samoloty Lancair z zestawów do samodzielnego montażu, jeden z tych samolotów jest napędzany silnikiem turbinowym, identyczny jak silnik samolotu Wilga DRACO. Poza tym, w konstrukcji nowej osłony silnika wykorzystano fragment osłony oryginalnej, od strony kabiny.

Po zdjęciu osłony silnika z samolotu Lancair Turbulence, została ona oklejona taśmą papierową a następnie pokryta warstwą separatora woskowego. Następnie laminowano dwie części nowej osłony silnika, przy czym część górną wykonano z dwóch warstw prepregu węglowo - epoksydowego, obróconych kierunkiem włókien o 45° , zaś dolną część osłony wylaminowano z trzech warstw. Następnie, po zdjęciu z formy i przycięciu zbędnych krawędzi, obie części umieszczono na samolocie i wstępnie zmontowano z fragmentem osłony oryginalnej. Wykonano pierścień czołowy, zapewniający szczelne przyleganie kołpaka śmigła do osłony i ten element został również wykonany z kompozytu węglowo-epoksydowego, jako 8-warstwowy. Uzyskanie ostatecznego kształtu i dopasowanie do rzeczywistych wymiarów silnika oraz kadłuba było możliwe dzięki laminowaniu całości osłony na samolocie. Po utwardzeniu kompozytu węglowo-epoksydowego, nakładano szpachlówkę epoksydową z wypełniaczem ulowym i szlifowano do uzyskania ostatecznego kształtu i gładkości powierzchni.



Rys. 2. Silnik Pratt&Whitney PT6A-28 zastosowany do napędu samolotu Wilga DRACO.
Fot. Mike Patey, Best Tugs, USA



Rys. 3. Zbiorniki paliwa w osłonach goleni podwozia głównego. Fot. Mike Patey

Silnik turbośmigłowy wymaga filtra dokładnego oczyszczania powietrza dolotowego. Szczególnie w przypadku samolotu Wilga DRACO, który z założenia miał być użytkowany w warunkach terenowych, na przygodnych lądowiskach, w warunkach zapylenia lub w obecności luźnego materiału gruntowego oraz kamieni, skutecznie działający system dolotu i filtracji powietrza był bardzo istotny dla bezpieczeństwa oraz właściwej eksploatacji silnika. Dlatego też, konstruktor samolotu zaprojektował układ dwukomorowy z 5 filtrami powietrza: 3 filtry w komorze pierwotnej, 2 w komorze wtórnej. W komorze pierwotnej, znajdującej się za wlotem powietrza zewnętrznego, następuje wytracenie prędkości cząstek powietrza oraz sprężanie wstępne. Następnie, powietrze trafia do komory wtórnej poprzez 3 filtry siatkowe z wymiennymi wkładami. Z komory wtórnej, systemem hermetycznych kanałów przez 2 filtry siatkowe, powietrze dostaje się do 2 wlotów turbiny, zlokalizowanych po obu stronach korpusu silnika. W razie awarii układu filtrów, np. zapchanie ich nadmierną ilością pyłów, itd. konstruktor przewidział i zaprojektował system otwierający klapkę zapasową w tylnej (od strony kabiny) ścianie komory wtórnej, aby silnik mógł pracować i umożliwić bezpieczne dokończenie lotu. Całość układu zasilania powietrzem została wykonana z laminatu węglowego.

Po pierwszych miesiącach eksploatacji samolotu, konstruktor

doszedł do wniosku, że ze względu na bardzo intensywne zanieczyszczanie filtrów oraz konieczność częstej wymiany wkładów filtracyjnych oraz czyszczenia komory wstępnej, praktycznym rozwiązaniem będzie dostęp do obu komór bez konieczności demontowania dolnej części osłony silnika. Wykonał w tym celu dwie klapki zamykające obie komory filtracyjne, mocowane na wkręty.

6. Kompozytowe zbiorniki paliwa w osłonach goleni podwozia głównego

Golenie podwozia samolotu seryjnego posiadają opromieniowanie, które zamykają znaczną przestrzeń niewykorzystaną. Patey postanowił wykorzystać tę przestrzeń na dodatkowe zbiorniki paliwa. Zbiorniki tzw. rozchodowe (header tank) pełnią istotną funkcję w instalacji paliwowej silnika napędowego. Pozostając cały czas napełnione, zabezpieczają zasilanie układu dolotowego w paliwo podczas nietypowych konfiguracji lotu, np. w trakcie akrobacji, gdy ze względu na grawitację lub siły bezwładności, może dojść do przerwy w dopływie paliwa czerpanego ze zbiornika głównego. Wprawdzie samolot Wilga DRACO nie był projektowany do akrobacji, jednak konstruktor przewidywał możliwe trudności w zasilaniu silnika np. podczas podejścia do lądowania przy dużym kącie natarcia lub podczas wykonywania ciasnych zakrętów, ze znacznym przechyleniem.

Zbiorniki paliwa w osłonach goleni podwozia wykonano z kompozytu węglowo-epoksydowego (Rys. 3).



Rys. 4. Konstrukcja noska poszerzającego cięciwę skrzydła. Fot. Mike Patey

Wewnętrzną ścianę zbiornika tworzy warstwa laminatu, ukształtowana według powierzchni kadłuba oraz goleni podwozia. W ścianie wewnętrznej wlamowano gniazdo miarki poziomu paliwa oraz gilzy przewodu doptywu, odpływu i odpowietrzenia zbiornika. Do ściany wewnętrznej laminowano ścianę zewnętrzną, ukształtowaną według fabrycznej osłony goleni, przy czym podzielono ją na dwie części, przednią i tylną. Zewnętrzną powierzchnię ściany zbiornika szpachlowano i szlifowano aż do uzyskania wymaganej gładkości.

7. Przebudowa skrzydła i usterzeń

Istotną przebudowę zrealizowano w przypadku skrzydeł i polegała ona na zwiększeniu powierzchni nośnej poprzez poszerzenie cięciwy skrzydeł z 1400 mm do 1960 mm (o 22 cale). Przed podjęciem prac konstrukcyjnych, Patey wyciął poszycie skrzydła od innego egzemplarza samolotu PZL 104 Wilga, w celu sprawdzenia struktury pod kątem modyfikacji, które zamierzał przeprowadzić. Zakładano, że zmiana nie wpłynie na warunki stateczności podłużnej samolotu a także na obciążenia struktury od sił aerodynamicznych. Dlatego też, konstruktor zdecydował, że poszerzenie cięciwy zostanie zrealizowane poprzez przymocowanie (przynitowanie) nowego noska profilu do istniejącej struktury skrzydła. Przed tą operacją usunięto sloty, które były elementem struktury oryginalnego skrzydła samolotu. Skonstruowano i wykonano konstrukcję składającą się z frezowanych pół-żeberek oraz dźwigara rurowego (rys. 4). Pół-żeberka (noski) posiadały profil nawiązujący do oryginalnego profilu skrzydła samolotu PZL 104 Wilga 2000.

Patey bardzo starannie dobrał profil nosków tak, aby nie zmienić wyważenia podłużnego oraz nie wprowadzać zbyt dużego dodatkowego obciążenia od sił aerodynamicznych. Przy projektowaniu profilu poszerzonego skrzydła, konstruktor korzystał z wyników symulacji komputerowych, przeprowadzonych na zamówienie, po odtworzeniu trójwymiarowej bryły samolotu metodą skanowania 3D. W projekcie uwzględniono, że nowe skrzydło samolotu będzie posiadało sloty, podobnie jak oryginał. Pół-żeberka zostały nawleczone na rurę, która spełniała rolę dźwigara montażowego i przymocowane wstępnie za pomocą taśmy samoprzylepnej do oryginalnego skrzydła samolotu. Pół-żeberka umiejscowiono dokładnie tam, gdzie znajdowały się żeberka oryginalnej struktury skrzydła. Wysunięto rurę – dźwigar montażowy i w jego miejsce zamocowano cienkościenny dźwigar rurowy, składający się z odcinków o długości ok. 70 cm oraz pierścieni łączących. Następnie, przygotowano arkusz blachy duralowej na poszycie z zaznaczonymi punktami odpowiadającymi położeniu otworów w pół-żeberekach. Blachę poszycia umieszczono przy pomocy wielu profili negatywowych, z otworem w kształcie profilu noska, wykonanych z desek z twardej pianki poliuretanowej. Sposób ten umożliwił dokładne dociskanie blachy do pół-żeberek, jednocześnie na całej rozpiętości skrzydła. Całość struktury znitowano.

8. Sloty skrzydłowe

Następnym etapem było skonstruowanie i wykonanie nowych slotów. W oryginalnym samolocie skrzydło posia-



Rys. 5. Powiększenie steru wysokości. Fot. Mike Patey



Rys. 6. Powiększenie steru kierunku. Fot. Mike Patey

dało sloty stałe. Główne zalety tego rozwiązania, oprócz uproszczonej konstrukcji to zmniejszenie prędkości przeciągnięcia, łagodniejsza charakterystyka przeciągnięcia, brak dodatkowego oporu aerodynamicznego oraz ogólna poprawa bezpieczeństwa w locie. Patey zdecydował się na zaprojektowanie i skonstruowanie slotów stałych, z możliwością przestawiania na ziemi. W odróżnieniu od skrzydła oryginalnego dodano niewielkie wybrzuszenie na dolnej krawędzi profilu, tuż za krawędzią natarcia. Nowy slot nie stanowi już obrysowej całości z resztą profilu, jak w skrzydle samolotu oryginalnego i może być przestawiany ale na ziemi, podczas lotu jest stały. Konstrukcja nowego slotu jest typowa, skorupowa z blachy duralowej, nitowana. Mocowanie do krawędzi natarcia przy pomocy wsporników frezowanych z duralu.

9. Modyfikacja końcówek skrzydła

Ze względu na zmiany profilu skrzydła, konieczna była modyfikacja zakończeń skrzydła. Z monolitycznego prefabrykatu duralowego wykonano żebro końcowe, łączące wszystkie trzy dźwigary. Element ten został zaprojektowany jako przestrzenny, z licznymi otworami ulowymi. Paski żebrowe oraz poprzeczki zaprojektowano jako profile kątowe. Cały element został wykonany techniką frezowania, metodą ekstensywną. Do żebra końcowego laminowano oryginalne winglety oraz osłonę reflektora do lądowania, wykonaną metodą kształtowania bezformowego i laminowania. Wklejono pierścieniową wręgę,



Rys. 7. Podwozie główne samolotu Wilga DRACO.
Fot. Mike Patey

wykonaną podobnie jak żebro końcowe – metodą frezowania z duralu. Soczewka reflektora, wykonana z poliwęglanu, została przymocowana połączeniem śrubowym. Ze względu na znaczny konstrukcyjny skok pionowy zawieszenia kół podwozia, istnieje możliwość uderzenia końcówką skrzydła o podłoże podczas dobiegu lub kołowania, szczególnie na nierównym terenie lub przy bocznym wietrze. Skutkiem uderzenia może być poważne uszkodzenie struktury płata, z ukłuciem okuć głównych włącznie. Aby temu zapobiec, konstruktor zaprojektował sprężyste kabłąki, które zostały wykonane z kompozytu węglowego. Patey przyznał, że wzorował się na rozwiązaniu stosowanym w przedwojennych samolotach dwupłatowych, w których kabłąki montowano na dolnych skrzydłach (rozwiązanie charakterystyczne m. in. w samolocie Polikarpow Po-2).

Podczas przygotowań do lotu na zawody samolotów krótkiego startu i lądowania w Valdez, na Alasce, Patey stwierdził, że konieczne będzie zwiększenie zapasu paliwa, w celu zwiększenia zasięgu w locie. W tym celu, zostały zaprojektowane i wykonane nowe zakończenia skrzydeł. Odcięto istniejące końcówki z reflektorami, wykonano przedłużenia rozpiętości z żeber wyciętych laserowo z twardej pianki poliuretanowej, z otworami wewnątrz obrysu profilu.

Wewnętrzne powierzchnie przestrzeni powstałej po sklejeniu żeber laminowano tkaniną szklaną. Celowo nie użyto laminatu węglowego, ze względu na niebezpieczeństwo gromadzenia się ładunków elektrycznych na aluminiowych elementach zakończeń skrzydła i ich transmisji poprzez elementy karbonowe, co w kontakcie z paliwem może być ryzykowne.

10. Powiększenie sterów wysokości oraz kierunku

Zwiększona powierzchnia skrzydeł wymagała powiększenia powierzchni usterzenia. Zostało to zrealizowane poprzez przynitowanie elementu poszerzającego ster wysokości. Krawędź spływu steru wysokości stanowi zagięcie profilu z blachy duralowej, który został przynitowany do pierwotnej struktury steru. W efekcie, uzyskano również znaczące zwiększenie sztywności steru. W podobny sposób poszerzono ster kierunku (Rys. 5 i 6).

Na tym etapie Patey skonstruował i zrealizował również system elektrycznych trymerów steru wysokości oraz kierunku a także lotek.

11. Przebudowa podwozia

Istotną modyfikacją podwozia głównego w samolocie Wilga DRACO było zastosowanie dużych opon „bush tires”, o średnicy 890 mm wraz z nowymi obręczami kół (Rys. 7). Wymusiło to następujące zmiany konstrukcyjne w podwoziu:

- nowe dłuższe osie kół,
- zdwojone hamulce kół,
- wzmocnienie ramienia wahacza.

Patey skonstruował i wykonał nowe osie kół podwozia głównego, które w porównaniu do oryginalnych miały długość większą o 25,4 mm. Było to spowodowane powiększeniem szerokości opon. Ponieważ zmienił się punkt przyłożenia sił generowanych na powierzchni kontaktu opona – podłoże a także zwiększeniu uległy obliczeniowe siły generowane w kontakcie opony z podłożem, konstruktor przeprowadził prosty test wytrzymałościowy zawieszenia koła podwozia głównego, zadając moment skręcający między osią koła a łożyskiem ramienia wahacza. Wynik testu w postaci znacznego ugięcia konstrukcji wymógł poprawę sztywności, co zostało zrealizowane przez przyspawanie prostokątnej blachy stalowej wewnątrz ramienia wahacza, które w oryginale było wykonane jako pusty profil prostokątny. Element wzmacniający z otworami ulowymi został umieszczony wewnątrz profilu wahacza po uprzednim wycięciu otworów wzdłuż przeciwnych krawędzi ramienia wahacza tak, że blachę wzmacniającą wsunęto i umieszczono na przekątnej profilu. Następnie otwory zespawano razem z wsuniętą blachą wzmacniającą.

Po incydencie z pękniętą oponą i uszkodzoną obręczą kółka ogonowego, Patey podjął decyzję o przebudowie zawieszenia kół podwozia głównego oraz kółka ogonowego.

Istniejące wahacze zawieszenia kół podwozia głównego zostały zastąpione nowymi wahaczami, skonstruowanymi w formie ramki składającej się z czterech elementów rurowych.



Rys. 8. Oś koła podwozia głównego oraz tarcze hamulcowe.
Fot. Mike Patey



Rys. 9. Koło ogonowe zawieszane na mechanizmie umożliwiającym obrót o 360°. Fot. Mike Patey

zaprojektowano i wykonano nowy widelec oraz łożyskowanie zespołu kółka ogonowego.

Zastosowano mechanizm umożliwiający pełny obrót kółka wokół osi montażowej a w celu eliminacji zjawiska Shimmy (drżania samowzbudne wokół osi zataczania), zaprojektowano i wykonano tłumik składający się z amortyzatora o regulowanej tłumienności oraz mechanizmu wodzącego (Rys. 9). W ramach wtórnej modyfikacji, po wypadku z przebitą oponą kółka ogonowego, Patey wymienił istniejący amortyzator olejowy na amortyzator gazowy, napełniony azotem.

14. Instalacje pokładowe i panel przyrządów pokładowych

Instalacja elektryczna została zbudowana w 95% jako nowa. Konstruktor pozostawił jedynie przewody lamp stroboskopowych, wszystkie inne zostały położone od nowa, z uwzględnieniem wartości natężenia prądu zasilającego urządzenia elektryczne. Poza tym, konieczne było rozprowadzenie zupełnie nowych przewodów, które służą do zasilania dodatkowych urządzeń elektrycznych, zainstalowanych w samolocie (np. dodatkowe oświetlenia, kamery, itd.).

Instalacja paliwowa samolotu Wilga DRACO składa się z łącznie z 6 zbiorników: po dwa w skrzydłach, goleniach podwozia głównego i powiększonych zakończeniach skrzydeł. W zbiornikach umieszczonych w podwoziu, konstruktor zaprojektował i zainstalował po dwie elektryczne pompki paliwa. Ich zadaniem jest wspomaganie i zabezpieczanie głównej pompy mechanicznej, zabudowanej fabrycznie w silniku. Istnieje bowiem ryzyko uszkodzenia pompy smarowanej paliwem, w przypadku, gdy z jakiegokolwiek powodu ciśnienie doprowadzanego paliwa spadnie poniżej 4 psi. Dodatkową instalacją pokładową jest instalacja tlenowa dla członków załogi i pasażerów do wykorzystania podczas wysokich lotów.

15. Awionika

Konstruktor zaprojektował całkowicie nową deskę przyrządów pokładowych, uwzględniając zastosowanie nowoczesnej awioniki ze zintegrowanymi wskaźnikami sytuacji w locie oraz mapy elektronicznej. Nowa ramka deski przyrządów została zaprojektowana na bazie oryginalnego obrysu deski z samolotu PZL 104 Wilga 2000MA i wykonana z blachy stalowej technologią cięcia laserowego.

Wilga DRACO została wyposażona w awionikę firmy Garmin, tzw. „Glass cockpit”. W skład zestawu przyrządów wizualizacyjnych wchodzi dwa wyświetlacze dotykowe G3X Touch o przekątnej ekranu 10.6-inch, jeden przyrząd typu MFD (ang. *Multi Function Display*) GTN 750, spełniający funkcję wizualizacji danych GPS oraz częstotliwości odbiorników nawigacyjnych i radiostacji pokładowej, przyrząd kontrolno - wskaźnikowy autopilota GMC 507 oraz przyrząd pilotażowy G5 jako urządzenie zapasowe.

wych: dwa elementy podłużne oraz dwa krótkie elementy poprzeczne. Wahacze zostały zawieszane na nowych osiach. Patey zastosował system łożysk ślizgowych, których bieżnie wewnętrzne (od strony wahacza) posiadają rowki ułożone spiralnie. Dzięki temu, każdy ruch wahacza w obie strony powoduje zasysanie i rozprowadzanie smaru zgromadzonego w środkowej części poprzecznego elementu rurowego. Wahacze są sprzężone z goleniami za pomocą podwójnych amortyzatorów gazowo - olejowych, wypełnionych azotem. Energia zgromadzona w amortyzatorach w trakcie hamowania kół, jest wykorzystana do podniesienia zawieszenia, a zarazem zwiększenia kąta natarcia, co w efekcie daje znaczne skrócenie drogi rozbiegu przy starcie.

12. Hamulce

Nowe, większe opony kół podwozia głównego generują znacznie większe siły w kontakcie z podłożem. Siła reakcji wzłużnej, będąca siłą przyczepności (sczepności) może być wykorzystana do bardziej efektywnego hamowania samolotu na dobiegu, jednak wymagało to zastosowania większych hamulców. Patey zdecydował się na zastosowanie zdwojonego zacisku hamulca na każdej z osi podwozia głównego. W tym celu zaprojektował i wykonał nowy wspornik, umożliwiający montaż dwóch zacisków hamulcowych na osi koła (Rys. 8). Nowe hamulce są zasilane energią sprężystości płynu hydraulicznego wytwarzaną w pompie i są uruchamiane nożnie.

13. Kółko ogonowe

Podczas użytkowania samolotu PZL 104 Wilga 2000MA, Mike Patey doświadczył sytuacji, gdy kółko ogonowe samolotu grzęzło w miękkim, błotnistym podłożu lub blokowało się w zagłębieniu nierówności. Utrudniało to manewrowanie lub nawet mogło powodować sytuacje niebezpieczne lub zagrażające stabilności konstrukcji kadłuba samolotu. Konstruktor zdecydował się na przebudowę kółka ogonowego, która polegała na zastosowaniu nowego koła z oponą o szerokim profilu i powiększonej w stosunku do oryginału średnicy opony. Należało przebudować zawieszenie kółka ogonowego i w tym celu



Rys. 10. Efektowny start samolotu PZL 104MA Wilga 2000. Fot. Mike Patey

W skład urządzeń awioniki wchodzi jeszcze radiostacja GTR 20, trzy-osiowy autopilot G3X, panel audio GMA 245R Bluetooth, transponder systemu ADS-B GTX 45R oraz urządzenie systemu satelitarnego Sirius XM GDL 51R.

16. Fotele pilotów i inne modyfikacje

W ramach przebudowy konstruktor zaprojektował i wykonał nowe fotele pilotów. Ich miski wykonano w technologii kompozytów węglowych. Zostały wyposażone w 5-cio punktowe pasy bezpieczeństwa. Zaprojektowano i wykonano nowe drążki sterownicze, z uchwytami zawierającymi przetaczniki trymerów lotek, sterów wysokości i kierunku. Zainstalowano również kwadrant z dźwigniami sterowania pracą silnika turbinowego. Do pozostałych modyfikacji można zaliczyć zainstalowanie kilku kamer, będących pomocą dla pilota, w tym kamera cofania, która jest skierowana do tyłu. Pilot wykorzystuje tę kamerę m. in. podczas manewru hangarowania, kiedy to samolot wjeżdża do hangaru tyłem, gdy śmigło jest ustawione w pozycji odwróconego ciągu. Patey zainstalował również kamerę noktowizyjną, przydatną podczas wykonywania lotów nocnych, w tym podczas kołowania.

17. Osiągi i zastosowanie samolotu Wilga DRACO

W stosunku do samolotu seryjnego, Wilga DRACO charakteryzuje się znacznie lepszymi osiągnięciami a zarazem korzystniejszą własnością pilotażową. Wzrosła prędkość przelotowa oraz prędkość wznoszenia, podczas gdy prędkość przeciągnięcia zmniejszyła się. Zasięg Wilgi DRACO jest porównywalny do pierwowzoru, natomiast pułap jest znacząco wyższy. Także osiągi naziemne samolotu po przebudowie są korzystniejsze: długość startu Wilgi DRACO wynosi 41 m, zaś długość dobiegu 49m (warto-

ści dla samolotu seryjnego wynoszą odpowiednio 350 m i 270 m). Porównanie wybranych parametrów konstrukcyjnych oraz osiągnięć obu samolotów zawarto na rysunku 11. Na rysunku 10 pokazano efekt finalny przebudowy, samolot Wilga DRACO w trzech rzutach, natomiast fotografia na rys. 11 przedstawia efektowny start samolotu.

Trudności w uzyskaniu świadectwa zdolności do lotu w kategorii „Experimental” (odpowiednik „Specjalny”), spowodowały, że konstruktor zarejestrował samolot w kategorii „Experimental exhibition certificate”, co znacznie ograniczyło możliwości operacyjne a także wymogło opracowanie oraz uzyskanie zatwierdzenia przez FAA (Federal Aviation Administration) indywidualnego podręcznika obsługowego samolotu. Na mocy wydanego certyfikatu właściciel miał prawo do wykonywania lotów demonstracyjnych podczas targów, zlotów, pokazów, w tym także dolotów i odlotów z tych imprez, nie mógł jednak wykonywać lotów swobodnych.

W dniu 18.10.2018 r. w wyniku błędu pilota podczas startu z silnym bocznym wiatrem, samolot uległ całkowitemu zniszczeniu. Pilot oraz pasażer wyszli z wypadku bez obrażeń.

18. Podsumowanie

Przebudowa seryjnego samolotu PZL 104 Wilga 2000MA polegała na wprowadzeniu znaczących zmian w konstrukcji płatowca a także na zmianie układu napędowego. Samolot wyposażono w dodatkowe elementy instalacji paliwowej, elektrycznej, tlenowej oraz hamulcowej. Zaprojektowano i wykonano nowy zestaw przyrządów pokładowych. W efekcie uzyskano samolot, którego osiągi naziemne były znacznie lepsze od pierwowzoru. Zastosowano ekstensywne metody produkcyjne, takie jak np. frezowanie dużych elementów z duralu, w miejsce pod-

zespołów montowanych z mniejszych elementów. Było to podyktowane założonym krótkim czasem przebudowy i wynikało z posiadanych szerokiej możliwości technologicznych konstruktora. Drugą istotną technologią zastosowaną przez konstruktora były kompozyty węglowe, z których wykonano szereg elementów dodatkowych, w tym zbiorniki paliwa w osłonach goleni podwozia oraz osłonę silnika napędowego.

Dążenie do poprawy osiągnięć samolotu Wilga DRACO zmuszało konstruktora do stosowania wzmocnionych elementów i podzespołów płatowca, co przyczyniło się do wzrostu masy i, w konsekwencji zmusiło do powiększenia skrzydeł oraz usterzeń. W efekcie samolot, który powstał, był w znacznym stopniu nową konstrukcją. Należy zauważyć, że zasadnicze zespoły płatowca (kadłub, skrzydła) stanowiące bazę dla nowego, cięższego samolotu, spełniły wymagania w zakresie wytrzymałości konstrukcji, co dobrze świadczy o twórcach oryginalnego samolotu PZL 104MA Wilga 2000. Samolot Wilga DRACO posiadał

bardzo dobre własności lotne, jego osiągi w zakresie krótkiego startu i lądowania sprawiały, iż stanowił istotną konkurencję dla śmigłowców. Biorąc pod uwagę bardzo duże zainteresowanie samolotem, stwierdza się, że seryjna produkcja samolotów Wilga DRACO miałaby sens, oczywiście pod warunkiem dostępności zespołów zasadniczych płatowca.

Bibliografia

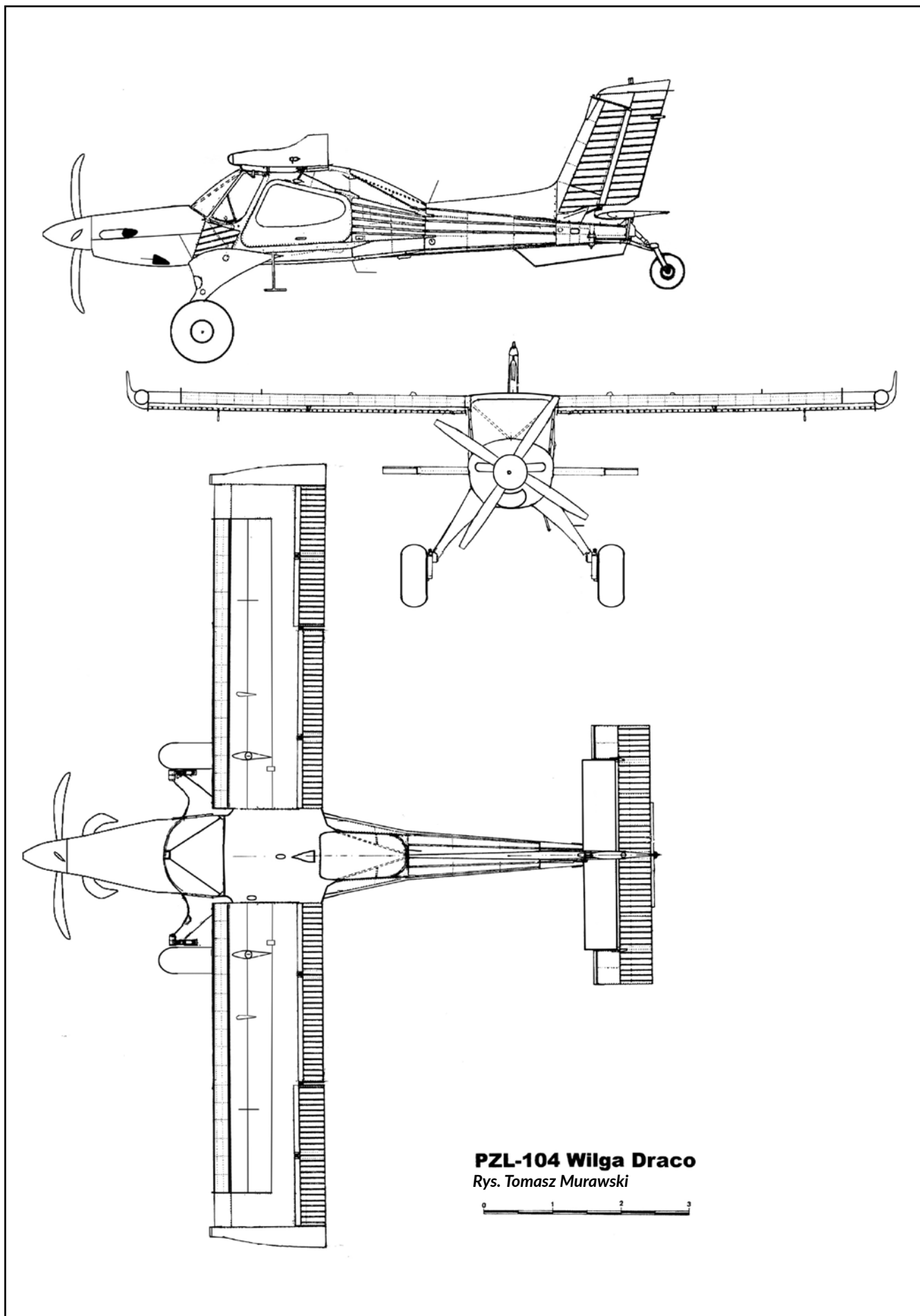
- [1] PZL 104 Wilga. Technika Lotnicza i Astronautyczna, 5/1976.
- [2] Kaczkowski R. Samolot PZL 104 „Wilga”. Biblioteczka Skrzydlatej Polski, Wydawnictwa Komunikacji i Łączności, Warszawa, 1983.
- [3] Krawcewicz K. Nowa, lepsza Wilga. Przegląd Lotniczy PLAR, 11/2005 (135), s. 4-7.
- [4] Houston S. DRACO The coolest airplane in the world? Plane&Pilot, March 2019, pp. 28-37.

Rys. 11. Dane techniczne samolotu Wilga przed i po modyfikacji

Parametr	PZL-104 MA Wilga 2000	Wilga DRACO
Masa startowa maksymalna, kg	1500	1815
Moc silnika, KM	300	680
Prędkość wznoszenia, m/s	4,7	15,24
Prędkość przelotowa	208	300
Prędkość minimalna	93	61
Długość startu, m	350	41
Długość lądowania, m	270	49
Pułap, m	3500	8534
Zasięg, km	1240	1287



Rys. 12. Wilga Draco w widoku z boku. Fot. Mike Patey



Śmigłowiec NASA Ingenuity

JAROSŁAW PYTKA

Politechnika Lubelska



Amerykańska misja Mars 2020 Perseverance wystartowała 30 lipca 2020, z wyrzutni Space Launch Complex 41 na przylądku Canaveral, Floryda. Rakieta nośna United Launch Alliance Atlas V541 rozpedziła człon międzyplanetarny, który przebył dystans 471 milionów km. Lądowanie na Marsie nastąpiło 18 lutego 2021, w obrębie krateru Jezero. Na powierzchni czerwonej Planety wylądował kolejny łazik marsjański, Perseverance a jednym z elementów bogatego laboratorium badawczego misji jest Ingenuity NASA Mars Helicopter (Rys. 1). Nazwa Ingenuity znaczy pomysłowość. Celem tej części misji było wykonanie kilkudziesięciu sterowanych lotów śmigłowca na obcej planecie jako pierwszy tego typu eksperyment. W planach misji było przeprowadzenie lotów w promieniu do 1km od Perseverance, co miało zapewnić łączność radiową z łazikiem. Dodatkowo, śmigłowiec Ingenuity komunikował się z orbiterami przekaznikowymi, pozostającymi na orbicie wokół Marsa, które przesyłają odbierane sygnały radiowe ku odbiornikom na Ziemi. Śmigłowiec nie posiada przyrządów naukowych i służy jako demonstrator technologii w ramach misji Mars 2020 Perseverance. Celem misji jest zbadanie możliwości wykonywania lotów w rzadkiej atmosferze Marsa.

Przypomnijmy, że masa Marsa stanowi ok 10% masy Ziemi, zaś grawitacja 38% przyciągania ziemskiego (licząc na powierzchni). Atmosfera Marsa jest niezwykle rozrzedzona, w porównaniu do ziemskiej, jej gęstość wynosi zaledwie 1%. Jest to bardzo istotny czynnik, biorąc pod uwagę, że osiągi w locie atmosferycznym zależą od gęstości otaczającej mieszaniny gazów.

Średnia temperatura powierzchni Marsa wynosi -53°C , przy czym podczas nocy polarnej spada do -128°C , wzrasta do 27°C w południe, na równiku planety. Tak duży zakres

temperatur jest wyzwaniem dla konstruktorów obiektów technicznych przeznaczonych do użytkowania na Marsie, w szczególności zaś wpływa na wydajność źródeł zasilania (akumulatorów) śmigłowca.

1. Konstrukcja śmigłowca Ingenuity

Ingenuity jest modelem śmigłowca o dwóch przeciwnych, współosiowych wirnikach nośnych (rys. 2). Przeciwny kierunki obrotów obu wirników zapewniają wzajemne równoważenie momentów obrotowych. W tym układzie konstrukcyjnym, śmigło ogonowe jest zbędne. Rozwiązanie zastosowano dotychczas w kilku „dorośłych” śmigłowcach, m. in. Kamov, KA-115. Sterowanie śmigłowca z wirnikami przeciwnymi wokół osi pionowej odbywa się przez różne ustawianie kątów nastawienia w obu wirnikach. W konstrukcji śmigłowca Ingenuity zastosowano serwomechanizmy sterujące na bazie silników szczotkowych z przekładniami. Podobnie jak w dużych śmigłowcach, zastosowano tarcze sterujące z mechanizmem zmiany skoku okresowego oraz skoku ogólnego.

Łopatkki wirników nośnych zostały wykonane z kompozytu węglowego. Średnica wirników wynosi 1200mm, nominalna prędkość obrotowa wynosi ok. 2400 obr./min. Kadłub Ingenuity posiada wymiary 136x195x163 mm i mieści wewnątrz komputer pokładowy, baterie zasilające, czujniki, system komunikacji radiowej oraz miniaturowe urządzenie grzewcze. Golenie podwozia wykonano z kompozytu węglowego, każda o długości około 384 mm. Prześwit między kadłubem a powierzchnią wynosi 130 mm. Masa śmigłowca wynosi ok. 1,8 kg, czyli na Marsie Ingenuity waży ok. 6,7 N.

Śmigłowiec jest zasilany systemem 6 akumulatorów litowo-jonowych (Li-Ion), które są ładowane podczas



Rys. 1. Śmigłowiec NASA Ingenuity (rys. NASA/JPL-Caltech)

dnia marsjańskiego (sol) z baterii fotowoltaicznej, zainstalowanej nad wirnikami nośnymi. Zgromadzona energia elektryczna jest częściowo zużywana na podgrzewanie systemów śmigłowca, które jest niezbędne do utrzymania minimalnej temperatury roboczej komputera i systemu komunikacji radiowej podczas okresu zimnego (w nocy). Oczywiście, z baterii pokładowej zasilany jest silnik napędowy wirników nośnych, w tym przypadku wymagana moc wynosi 350 W.

2. Wyposażenie śmigłowca Ingenuity

Śmigłowiec został wyposażony w dwie kamery:

- monochromatyczna kamera z przetwornikiem o rozdzielczości 0,5 megapiksela, która została umieszczona na dole kadłuba i jest skierowana ku dołowi, pełni rolę kamery nawigacyjnej,
- kolorowa kamera o rozdzielczości 13 megapikseli, skierowana horyzontalnie, zainstalowana na dolnej krawędzi kadłuba śmigłowca.

Ingenuity i stacja bazowa na łaziku Perseverance używają łącza telekomunikacyjnego UHF (900 MHz) do komunikacji między sobą. System może przekazywać dane z prędkością do 250 kilobajtów na sekundę na dystansie do 1000 metrów. Podczas lotów jednokierunkowy strumień danych jest przesyłany w czasie rzeczywistym ze śmigłowca do łazika w celu przechowywania, a następnie retransmisji na Ziemię. Po wylądowaniu śmigłowiec ponownie przesyła zapisane w pamięci komputera pokładowego dane z lotu.

3. Program prób

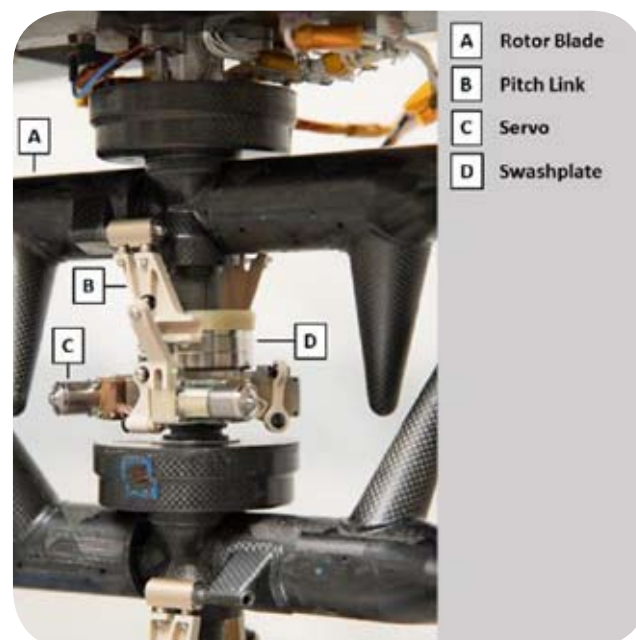
Interesujący jest program prób w locie, które są wciąż prowadzone. Po wybraniu przez zespół badawczy miejsca na lądowisko (Wright Brothers Field), śmigłowiec Ingenuity został opuszczony z łazika Perseverance,

aby wykonać serię lotów testowych, które odbyły się w ciągu 30-dniowego okresu eksperymentalnego, wiosną 2021. Podczas pierwszego lotu, śmigłowiec wystartował i wykonał zawis przez około 30 sekund na wysokości ok. 3 m nad miejscem startu, następnie bezpiecznie wylądował. Miało to miejsce 19 kwietnia 2021 r. Był to kamień milowy, zarówno w ramach misji jak i w historii lotnictwa: pierwszy lot atmosferyczny na Marsie, na planecie innej niż Ziemia.

Kolejne trzy loty odbyły się w dniach 22–25 kwietnia. Ingenuity osiągał coraz większą wysokość lotu a także pokonywał dystans poziomy, przy czym start i lądowanie odbywało się w tym samym miejscu. Kolejnym krokiem

była seria lotów z Wright Brothers Field do wyznaczonych punktów docelowych, oznaczonych jako Airfield B, C, D, E, F, G oraz H, i między tymi punktami. Loty odbywały się w okresie od 7 maja do 4 września 2021 r. Najdłuższy lot w tej serii prób trwał 169,5 s (lot wokół punktu H), natomiast najdłuższy dystans śmigłowiec pokonał w trakcie lotu nr 9, między punktami E oraz F, i wyniósł 625m. Największa wysokość lotu została uzyskana podczas lotów nr 10 i 11, wyniosła 12 m.

Rysunek 3 przedstawia fotografię śmigłowca Ingenuity podczas lotu. Natomiast na rysunku 4 przedstawiono fotografię nawierzchni Marsa w okolicach, gdzie operuje



Rys. 2. Szczegóły techniczne wirników (fot. NASA/JPL-Caltech)



Rys. 3. Ingenuity podczas lotu 22 kwietnia 2021 r. widziany z pokładu łazika NASA Mars Perseverance (fot. NASA/JPL-Caltech/ASU/MSSS)

łazik Perseverance a także Ingenuity. Białym kolorem zaznaczono trasę pokonaną przez łazik, natomiast odcinki lotów wykonanych przez marsjański śmigłowiec naniesiono linią koloru zielonego. Żółtą elipsą w dolnej części mapki oznaczono twór geologiczny „Raised Ridges”, rozpoznany w trakcie lotu nr 10. Natomiast żółta elipsa w górnej części mapki wyznacza region „South Séítah”, nad którym Ingenuity miał przelecieć podczas lotu nr 12.



Rys. 4. Schemat misji Ingenuity (rys. NASA/JPL-Caltech/ASU/MSSS)

Trudności techniczne lotów na Marsie wynikają przede wszystkim z bardzo niskiej gęstości atmosfery na tej planecie. Śmigłowiec Ingenuity został zaprojektowaliśmy i przetestowaliśmy na Ziemi, zakładając zakończenie misji w ciągu pierwszych kilku miesięcy po lądowaniu Perseverance w lutym 2021 roku. Przygotowywaliśmy się do lotów w atmosferze o gęstości od 0,0145 do 0,0185 kg/m³, co jest równoważne do 1,2-1,5% gęstości atmosferycznej Ziemi na poziomie morza. Ponieważ jednak misja trwa nadal, w szóstym miesiącu lotów Ingenuity na Marsie rozpoczął się sezon, w którym gęstość w kraterze Jezero

spada do jeszcze niższych wartości i wynosi 0,012 kg/m³ (1,0% gęstości Ziemi) w godzinach popołudniowych, które są preferowane do lotu.

Różnica może wydawać się niewielka, ale ma znaczący wpływ na osiągi w locie Ingenuity. Dolna granica wartości gęstości atmosfery, wynosząca 0,0145 kg/m³ zapewnia nadmiar ciągu co najmniej 30% w stosunku do ciężaru śmigłowca. Ten dodatkowy ciąg jest potrzebny podczas startów i wznoszenia się, podczas manewrów, a także podczas lotu nad terenem o zmiennej wysokości. W przypadku zmniejszenia gęstości atmosfery do wartości 0,012 kg/m³ nadmiar ciągu będzie niższy i wyniesie 8%, co oznaczałoby, że łopaty wirników nośnych będą pracować blisko stanu przeciągnięcia.

Zespół badaczy planuje rozwiązać problem niskiej gęstości atmosfery poprzez zwiększenie prędkości obrotowej wirników nośnych. Obliczeniowa prędkość obrotowa, niezbędna do zapewnienia wymaganego nadmiaru ciągu wynosi ok. 2800 obr./min i jest o 10% większa od prędkości, którą testowano na Marsie. Dlatego też, kolejne loty będą miały na celu sprawdzenie czy konstrukcja wytrzyma takie parametry pracy. Jednym z problemów, wynikających ze zwiększenia prędkości obrotowej jest wzrost prędkości końcówek łopat wirników do ok. 0,8 Ma. Wówczas może pojawić się dodatkowy opór aerodynamiczny, tzw. opór falowy.

Innym potencjalnym problemem, który mogą napotkać badacze misji Ingenuity są drgania rezonansowe, pojawiające się przy podwyższonej prędkości obrotowej wirników nośnych. Wyzwaniem będzie również zapewnienie większej ilości energii niezbędnej do zasilania silników napędowych a także wytrzymałości konstrukcji układu napędowego śmigłowca.



Symulator kabiny pasażerskiej samolotu

ANDRZEJ FARIAN

EXIN, Sp. z o.o.

Rys. 1. Symulacja widoku na przyrządy pokładowe oraz widoku z kabiny pilotów

1. Wprowadzenie

Symulatory samolotów są niezastąpionym narzędziem w procesie szkolenia personelu lotniczego. Umożliwiają bezpieczne i tanie szkolenie pilotów w coraz szerszym zakresie programu kształcenia. Dają również możliwość wznawiania oraz podtrzymywania nawyków, kontroli techniki pilotażu, itd. Niemal każdy model samolotu komunikacyjnego posiada symulator, co ułatwia i usprawnia przeszkalanie na typ. O ile symulator kabiny pilotów, z funkcjonalnością obsługi sterów oraz przyrządów pokładowych, jest czymś powszechnym, to symulator kabiny pasażerskiej stanowi pewne novum. W artykule opisano symulator kabiny pasażerskiej samolotu Airbus A320 oraz pochodnych. Symulator stanowi wyposażenie Ośrodka Symulacji Lotów w znanym przedsiębiorstwie lotniczym Exin, zlokalizowanym w Świdniku.

2. Charakterystyka symulatora

Symulator firmy Exin Air jest to makieta kabiny pasażerskiej na bazie samolotu Airbus A320 i samolotów pokrewnych. Wyposażenie wnętrza w osiemdziesięciu procentach pochodzi z prawdziwego samolotu A320. Szkielet kabiny, został odwzorowany na podstawie przekroju poprzecznego A320. Zarówno od wewnątrz jak i zewnątrz odzwierciedla prawdziwe wymiary, łuki i nachylenia w tym samolocie.

Prezentowany symulator poza szkoleniem teoretycznym pozwala również na praktyczne zapoznawanie się z zagadnieniami obsługi pasażerów i postępowania w sytuacjach awaryjnych oraz przećwiczenie różnych wariantów postępowania poprzez zasymulowanie prawdziwych

wydarzeń. Tenże symulator jest to makieta kabiny pasażerskiej samolotu. Składa się m.in. z pasażerów (indywidualne oświetlenie siedzenia, nadmuchiwanie powietrza, powiadomienia o obowiązku zapięcia pasów i zakazie palenia, przyciski wezwania obsługi), przedsionka z kuchnią, oświetlenia wnętrza oraz stanowiska operatora. Makieta stanowi odzwierciedlenie środowiska realnej kabiny samolotu w klasie turystycznej z dodatkową możliwością symulacji realnego lotu poprzez efekty dźwiękowe w podłączonym systemie audio oraz efekty wizualne na monitorach znajdujących się po zewnętrznej stronie okien przedziału pasażerskiego.

Ze względu na możliwość rozbudowy i wykonywania modyfikacji, Symulator firmy EXIN Air, pozwala na dostosowanie programu szkolenia do obowiązujących przepisów oraz do wymagań stawianych przez linie lotnicze.

3. Opis techniczny symulatora

3.1. System projekcji obrazu

Projekcja obrazu w symulatorze oparta jest na 4 komputerach zamontowanych w stojącej szafie typu Rack 19" 22U 600x800mm. Połączenia pomiędzy nimi realizowane są w sieci LAN w standardzie 100BASE-T odseparowanej od sieci Internet. Symulacja lotu bazuje na programie X-Plane 11. Podstawowe dane techniczne symulatora zawarte zostały w poniższej tabeli. W szafie zamontowane są komputery, switch w standardzie 100BASE-T Ethernet, zasilacze prądu stałego 5, 12, 24 VDC do zasilania oświetlenia, kontrolki oraz hub'ów USB, zabezpieczenia

nad prądowe, system chłodzenia, okablowanie, zasilacz awaryjny a także monitor diagnostyczny.

W kolejności od góry w głównej szafie technicznej zainstalowane są następujące komputery:

- Komputer główny
- Komputer obrazu 1
- Komputer obrazu 2
- Komputer projekcyjny.

Komputer główny jest „sercem” systemu. Do niego podłączone jest stanowisko operatora z całym oprzyrządowaniem oraz system audio wraz z linią telefoniczną. Jako maszyna „master” zarządza pozostałymi komputerami, które są typu „external visual”, czyli zewnętrznego obrazu.

Komputer obrazu 1 zarządza wyświetlaniem obrazu na połowie monitorów okien kabiny o numerach nieparzystych i jest podłączony do monitora diagnostycznego.

Komputer obrazu 2 zarządza wyświetlaniem obrazu na połowie monitorów okien kabiny o numerach parzystych i również jest podłączony do monitora diagnostycznego

Komputer projekcyjny wyświetla centralny obraz na ekranie projekcyjnym. Posiada opcję wyświetlania obrazu z przodu samolotu bez widoku lub z widokiem z wnętrza kabiny pilotów.

Komputery obrazu wyświetlają obraz na monitorach okien kabiny na przemian w celu zminimalizowania możliwości wystąpienia zatrzymania projekcji obrazu na całej stronie symulatora. Dla rzędu siedzeń z lewej lub prawej strony przypada po dwa monitory, czyli jeśli nawet jeden z komputerów ulegnie usterce w czasie lotu, obraz dalej jest wyświetlany przez drugi komputer.

3.2. Działanie systemu symulacji

Cały system jest skonfigurowany w ten sposób, że po włączeniu zasilacza awaryjnego wszystkie komponenty auto-

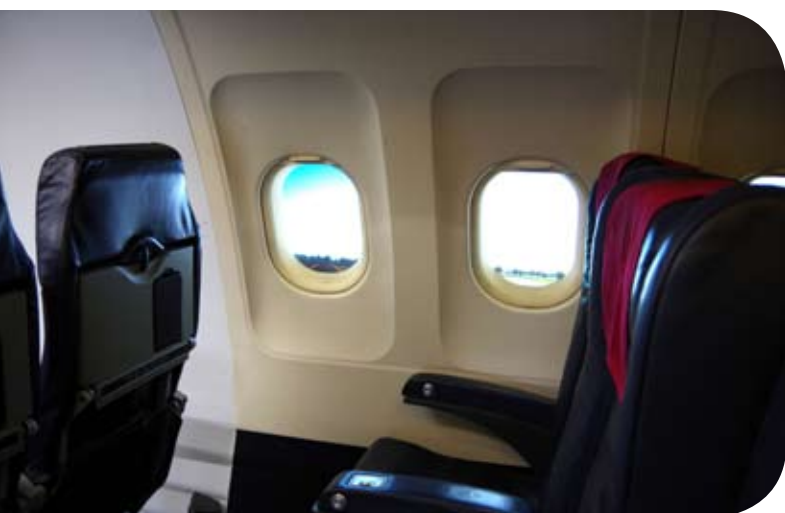
matycznie się uruchamiają. O ile oświetlenie kabiny itp. jest gotowe do użytku od zaraz, o tyle komputery potrzebują nieco czasu na uruchomienie się oraz zainstalowanych programów. Czas potrzebny na rozruch komputerów i uruchomienie symulacji to około 2 minuty. Na wszystkich komputerach ustawione jest automatyczne wyzwolenie programu X-Plane 11, ale z opóźnieniem w stosunku do załadowania systemu Windows o 60 sekund. Jest to czas na możliwość wyświetlenia reklam dynamicznych, statycznych lub dowolnego okna powitalnego. Czas ten może być dowolnie regulowany w zakresie od 5 sekund w górę. Lokalizacja oraz samolot wybierane są z poziomu stanowiska operatora, który steruje całym przebiegiem lotu. Po skończonym szkoleniu operator na swoim komputerze wyłącza program X-Plane 11 i dokonuje zamknięcia pozostałych komputerów poprzez wyzwolenie skryptu „Shutdown System”. Po odczekaniu do minuty czasu i upewnieniu się o wyłączeniu wszystkich komputerów należy jedynie wyłączyć zasilacz awaryjny.

Oświetlenie i lampki kontrolne składa się z następujących elementów:

- włączenie świateł „NO SMOKING” naprzeciwko siedzeń pasażerskich
- włączenie świateł „FASTEN SEAT BELTS” naprzeciwko siedzeń pasażerskich
- włączenie świateł na przejściu dla pasażerów „CROSSING LIGHTS”
- włączenie świateł indywidualnych nad siedzeniami pasażerów „SEAT LIGHTS”
- włączenie świateł bocznych półmroku „YELLOW LIGHTS”
- włączenie świateł wejścia głównego i obszaru załogi „MAIN LIGHTS”
- odbieranie sygnałów wezwania obsługi od pasażerów „STAFF CALL”.



Rys. 2. Widok na kabinę pasażerską, która składa się z trzech rzędów foteli



Rys. 3. Za oknami kabiny pasażerskiej widok jest realistyczny, obraz jest ruchomy i zmienia się płynnie w czasie lotu



Rys. 4. Strefa wejściowa



Rys. 5. Panel przełączników i kontrolki na podsufitce

4. Symulator kabiny pilotów

Symulator kabiny pilotów został zintegrowany z wyżej opisanym symulatorem kabiny pasażerskiej. Dla ułatwienia sterowania lotem na stanowisku operatora zostały zamontowane pełnowymiarowe atrapy urządzeń sterujących, imitujące sterowanie prawdziwym samolotem. Są to urządzenia pół-techniczne nie mające bezpośredniego odniesienia do konkretnego modelu samolotu. Służą w szczególności do sterowania kierunkiem lotu, wznoszeniem lub opadaniem, siłą ciągu, do obserwacji parametrów lotu, uruchamiania autopilota i in.

Pulpit został wykonany w dużym uproszczeniu, zawiera jedynie podświetlone atrapy przyrządów pokładowych, natomiast fotele, panele przełączników między fotelami oraz na podsufitce są w pełni realistyczne, przy czym nie są funkcyjne. Głównym bowiem celem było zapewnienie możliwości szkolenia w różnych sytuacjach i procedurach na obiekcie identycznym z rzeczywistym w sensie gabarytów, wzajemnych odległości, szerokości przejść, itd. Ciekawostką jest natomiast system wizualizacji widoku z kabiny pilotów do przodu, który zapewnia zarówno widok przestrzeni przed samolotem jak i wizualizację działających i zsynchronizowanych przyrządów i wyświetlaczy.



Rys. 6. Konsola między fotelami pilotów

5. Podsumowanie

Symulator kabiny pasażerskiej jest interesującym obiektem dydaktyczno - technicznym, który umożliwia szkolenie i trening członków personelu pokładowego, w tym zapoznanie z wewnętrzną architekturą samolotu, układ komunikacyjny, wejścia, itd. Ponadto, na symulatorze można prowadzić szkolenie z zakresu bezpieczeństwa, w tym procedur awaryjnych. Firma EXIN posiada znaczące osiągnięcia w zakresie szkolenia personelu lotniczego a w zakresie szkolenia personelu pokładowego współpracuje z wieloma uniwersytetami, szkołami lotniczymi oraz szkołami wyższymi, zarówno w kraju (PWSZ Chełm) jak i zagranicą (m. in. Chorwacja, Bułgaria). W niedalekiej przyszłości planowane jest uruchomienie studiów podyplomowych z zakresu lotniczego personelu pokładowego w ścisłej współpracy z Politechniką Lubelską.

PROPWING – system napędowy statku powietrznego

Jan Pytka

Lotnicza Akademia Wojskowa w Dęblinie

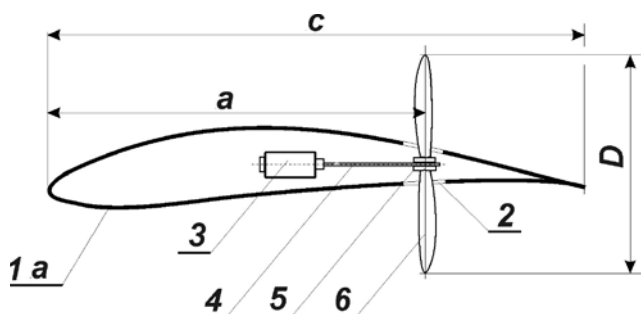
Od roku 2017 Politechnika Lubelska współpracuje z Wyższą Szkołą Oficerską Sił Powietrznych w Dęblinie (obecnie Lotnicza Akademia Wojskowa) w badaniach nad eksperymentalnym systemem napędowym PROPWING. Owocem tej współpracy są między innymi wzór użytkowy i dwa patenty, które w skrócie prezentujemy poniżej.

1. Skrzydło nośne z układem śmigło-silnikowym

Przedmiotem wzoru użytkowego jest skrzydło nośne z układem śmigło-silnikowym, zwłaszcza skrzydło nośne motoszybowca z napędem elektrycznym. Istotą skrzydła nośnego z układem śmigło-silnikowym, zwłaszcza skrzydła motoszybowca z napędem elektrycznym, posiadającego poszycie skrzydła, silnik napędowy z wałem i piastą śmigła, według wynalazku jest to, że wewnątrz poszycia skrzydła znajduje się silnik napędowy, który połączony jest za pomocą wału napędowego i piasty ze śmigłem, umieszczonym w otworze przelotowym, znajdującym się w poszyciu skrzydła.

Korzystnie płaszczyzna śmigła znajduje się w odległości od krawędzi natarcia skrzydła, wynoszącej od 0,5 do 0,8 długości cięciwy skrzydła w miejscu zamocowania śmigła. Odległość między krawędzią otworu przelotowego a krawędzią boczną skrzydła od strony kadłuba mieści się w przedziale od 0,5 do 3,0 średnicy śmigła. Odległość między otworami przelotowymi mieści się w przedziale od 0,7 do 1,3 średnicy śmigła.

Korzystnym skutkiem wynalazku jest to, że umożliwia włączanie i wyłączanie napędu w dowolnym momencie, wybranym przez pilota samolotu, w szczególności, w przypadku motoszybowca, gdy podczas lotu termicznego dochodzi do obniżenia wysokości przy braku prądów wznoszących. Ponadto umieszczenie silnika lub silników napędowych



Rys. 2. Przekrój skrzydła nośnego z układem śmigło-silnikowym. Wykaz oznaczeń: 1 - skrzydło, 1a - poszycie skrzydła, 2 - otwór przelotowy, 3 - silnik napędowy, 4 - wał napędowy, 5 - piasta, 6 - śmigło, D - średnica śmigła, a - odległość od krawędzi natarcia skrzydła do płaszczyzny śmigła, c - cięciwa skrzydła



Rys. 1. Szybowiec ze skrzydłami nośnymi z układami śmigło-silnikowymi

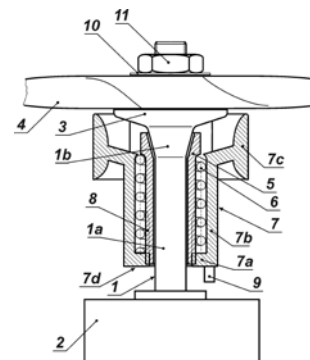
wych w skrzydle poprawia charakterystykę aerodynamiczną samolotu redukując opór aerodynamiczny śmigła podczas lotu bez napędu do zera. Wynalazek umożliwia zastosowanie więcej niż jednego silników napędowych, dzięki czemu silniki napędowe mogą mieć mniejszą moc. Wynalazek umożliwia sterowanie lotem wokół osi podłużnej i pionowej poprzez sterowanie prędkością obrotową silników napędowych. Zastosowanie więcej niż jednego zespołu śmigło-silnikowego umożliwia zastosowanie śmigieł o małych wymiarach. Wynalazek poprawia skuteczność sterowania lotkami poprzez nawiew lotek strumieniem zaśmigłowym. Wynalazek poprawia skuteczność klap skrzydłowych poprzez ich nawiew. Korzystnym skutkiem wynalazku jest większa sprawność zespołu śmigło-silnikowego poprzez mniejsze straty na opływ bryły kadłuba w strumieniu zaśmigłowym.

Wynalazek został przedstawiony w przykładzie wykonania na rysunkach 1 oraz 2.

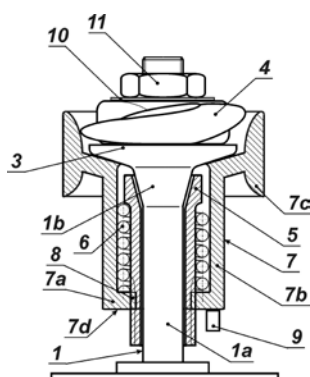
2. Mechanizm hamujący i pozycjonujący śmigło

Przedmiotem wynalazku jest mechanizm hamujący i pozycjonujący śmigło napędowe, zwłaszcza poziomo śmigło dwułopatowe samolotu, napędzanego silnikiem elektrycznym. Celem wynalazku jest zahamowanie ruchu obrotowego śmigła oraz pozycjonowanie łopat śmigła w dowolnym zadanym położeniu w płaszczyźnie wirowania śmigła. Korzystnym skutkiem wynalazku jest to, że umożliwia zahamowanie ruchu obrotowego śmigła oraz pozycjonowanie łopat śmigła w dowolnym zadanym położeniu w płaszczyźnie wirowania śmigła. Położenie łopat śmigła względem płaszczyzny odniesienia może być ustawiane w stanie spoczynku dowolnie, z krokiem kątowym wynikającym z podziałki wielowypustu prowadnicy. Wynalazek umożliwia zatrzymanie ruchu obrotowego śmigła a także wznowienie ruchu obrotowego śmigła podczas lotu.

Wynalazek został przedstawiony w przykładzie wykonania na rysunkach: rysunek 3 - przedstawia przekrój wzdłużny w pozycji spoczynkowej, zaś rysunek 4 - w pozycji zahamowanego śmi-



Rys. 3. Mechanizm hamujący i pozycjonujący śmigło w pozycji spoczynkowej



Rys. 4. Mechanizm w pozycji „śmigło zahamowane”. Oznaczenia: 1 - wał napędowy, 1a - część cylindryczna wału napędowego, 1b - część w kształcie stożka ściętego wału napędowego, 2 - silnik, 3 - piasta śmigła, 4 - śmigło, 5 - synchronizator cierny, 6 - sprężyna, 7 - element ustawiający, 7a - pierścień wewnętrzny elementu ustawiającego, 7b - tuleja nastawna elementu ustawiającego, 7c - ramię elementu ustawiającego, 7d - powierzchnia czołowa elementu ustawiającego, 8 - wielowypust, 9 - siłownik, 10 - podkładka, 11 - nakrętka

z piasty śmigła 3, na której zamocowane jest dwupłatowe śmigło 4. Na wale napędowym 1 w części cylindrycznej 1a oraz na części w kształcie stożka ściętego 1b osadzony jest synchronizator cierny 5, na którego zewnętrznej powierzchni umieszczona jest sprężyna 6. Sprężyna 6 od strony silnika 2 styka się z pierścieniem wewnętrznym 7a elementu ustawiającego 7 w kształcie tulei nastawczej 7b, z ramionami 7c. Siłownik 9 styka się z powierzchnią czołową elementu ustawiającego 7d od strony silnika 2. Synchronizator cierny 5 połączony jest z elementem ustawiającym 7 za pomocą wielowypustu 8. Śmigło 4 zamocowane jest do piasty śmigła 3 za pomocą podkładki 10 i nakrętki 11.

Mechanizm hamujący i pozycjonujący śmigło 4 napędowe samolotu działa w ten sposób, że siłownik 9 przesuwając element ustawiający 7 wraz z synchronizatorem ciernym 5 w kierunku śmigła 4, wówczas synchronizator cierny 5 styka się z powierzchnią wału napędowego 1 w części w kształcie stożka ściętego 1b i zatrzymuje ruch obrotowy wału napędowego 1 i śmigła 4, po czym element ustawiający 7 przesuwany dalej w kierunku śmigła 4 do momentu, gdy ramiona elementu ustawiającego 7c zostaną umieszczone między łopatkami śmigła 4, co powoduje ustawienie śmigła 4 w zadanej pozycji. Cofnięcie siłownika 9 powoduje, że sprężyna 6 przesuwając element ustawiający 7 w kierunku silnika 2 i następuje zwolnienie synchronizatora ciernego 5, po czym śmigło 4 wykonuje ruch obrotowy.

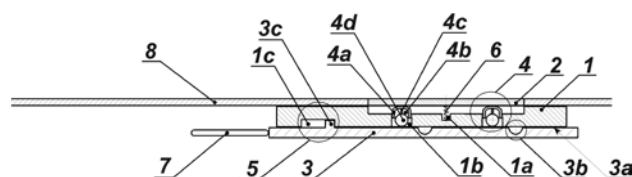
3. Mechanizm otwierający i zamykający otwory w poszyciu skrzydła

Przedmiotem wynalazku jest mechanizm otwierający i zamykający otwory w poszyciu skrzydła, zwłaszcza skrzydła z układem śmigło-silnikowym. Istotą mechanizmu otwierającego i zamykającego otwory w poszyciu skrzydła, zwłaszcza skrzydła z układem śmigło-silnikowym, według wynalazku, jest to, że wewnątrz poszycia skrzydła znajduje się łożo, z zagłębieniem, w którym znajdują się co najmniej dwa otwory przelotowe, natomiast pod łożem znajduje się suwak z mechanizmem blokującym jego położenie wzglę-

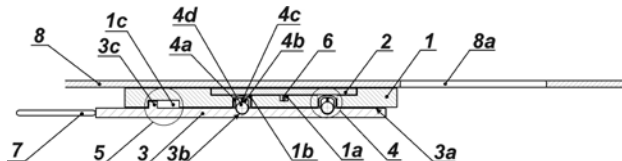
dem łoża. Z kolei suwak połączony jest z siłownikiem, przesuwającym jego położenie wzdłuż powierzchni poszycia.

W każdym otworze znajduje się wypychacz, stykający się jednym końcem z klapą. Drugim końcem z suwakiem, natomiast pomiędzy klapą a zagłębieniem łoża znajduje się element sprężysty. Korzystnie w suwaku w powierzchni od strony łoża znajdują się co najmniej dwa zagłębienia. Wypychacz składa się z korpusu wypychacza, w którym od strony suwaka znajduje się zagłębienie, w którym znajduje się sprężyna, stykająca się jednym końcem z dnem zagłębienia oraz stykająca się drugim końcem z kulką. Mechanizm blokujący położenie suwaka względem łoża składa się z zagłębienia w łożu, w którym znajduje się wypust suwaka.

Korzystnym skutkiem wynalazku jest to, że w przypadku wyłączenia napędu samolotu ze skrzydłem z układem śmi-



Rys. 5. Mechanizm otwierający i zamykający otwory w poszyciu skrzydła w pozycji „zamknięte”



Rys. 6. Mechanizm w pozycji „otwarte”

gło-silnikowym umożliwia zamknięcie otworu w poszyciu skrzydła, natomiast w przypadku włączania napędu umożliwia otwarcie otworu w poszyciu skrzydła. Wynalazek umożliwia szczelne i precyzyjne zamykanie otworu w poszyciu skrzydła. W pozycji otwartej, klapa znajduje się wewnątrz poszycia skrzydła, dzięki czemu nie wpływa na wzrost oporu aerodynamicznego. Otwieranie i zamykanie otworu w poszyciu skrzydła realizowane jest pojedynczym ruchem popychacza.

Wynalazek został przedstawiony w przykładzie wykonania na rysunkach: rysunek 5 przedstawia przekrój wzdłużny w stanie zamkniętym, zaś rysunek 6 przekrój wzdłużny w stanie otwartym. Warto dodać, że przedstawiony wynalazek został nagrodzony srebrnym medalem na tegorocznej wystawie wynalazków w Genewie. Na temat badań i rozwoju układu napędowego PROPWING napiszemy w jednym z kolejnych numerów TLiA.

Bibliografia

- [1] Pytka J. A., Longwic R., Gnapowski E., Rypulak A., Smolak M., Bronisz P., Kasprzak P., Pytka J.D.: Skrzydło nośne z układem śmigło-silnikowym, nr zgłoszenia W.129891, Biuletyn Urzędu Patentowego RP nr 19/2019, Warszawa 2019
- [2] Pytka J.A., Longwic R., Gnapowski E., Rypulak A., Smolak M., Bronisz P., Kasprzak P., Pytka J.D.: Mechanizm hamujący i pozycjonujący śmigło. Patent nr 424741
- [3] Pytka J.A., Longwic R., Gnapowski E., Rypulak A., Smolak M., Bronisz P., Kasprzak P., Pytka J.D.: Mechanizm otwierający i zamykający otwory w poszyciu. Patent nr 424742

XXXIV Kongres OSTIV

JAROSŁAW PYTKA

Politechnika Lubelska



Trzydziesty czwarty kongres OSTIV odbył się w miejscowości Hosin, nieopodal Budziejowic Czeskich, w dniach 28 lipca – 3 sierpnia 2018 roku. Międzynarodowa organizacja OSTIV (*Organisation scientifique et technique du vol à voile*) istnieje od roku 1948. Jej celem jest wspieranie i koordynowanie na arenie międzynarodowej nauki i technologii na rzecz szybownictwa oraz rozwoju i wykorzystania szybowców w badaniach podstawowych i stosowanych a także w projektowaniu, badaniach i eksploatacji szybowców wszystkich typów oraz w bezpieczeństwie i szkoleniu pilotów. Konstytucyjne cele OSTIV są osiągane poprzez poszukiwanie nowej wiedzy, zachęcanie do jej rozpowszechniania poprzez sympozja i publikacje. OSTIV ma specjalny status międzynarodowego członka stowarzyszonego FAI. Obecnie funkcję prezydenta OSTIV pełni prof. Rolf Radespiel z Uniwersytetu Technicznego w Brunshwiku, Niemcy.

Kongresy OSTIV odbywają się w dwu- lub trzyletnich interwałach, w różnych krajach. Polska była gospodarzem 4 kongresów, które odbyły się w Osiecznej w 1958 r., oraz trzykrotnie w Lesznie: w 1968, 2003 i 2014 r. Tradycją jest, że kongresy odbywają się równolegle z Szybowcowymi Mistrzostwami Świata. Tak też było w Hosin, w Czechach gdzie w dniach 28.07-12.08 odbywały się XXXV mistrzostwa świata FAI w klasach 18- i 20-metrowej oraz w klasie otwartej. Podczas gdy naukowcy, badawcze i konstruktorzy debatują nad najnowszymi wynikami badań, najlepsi piloci szybowcowi zmagają się w konkurencjach przelotowych. Najkrótsza i najszybsza droga od teorii do praktyki.

Podczas 34. Kongresu OSTIV zaprezentowano łącznie 39 referatów, które tematycznie podzielono na sesje plenarne dotyczące różnych zagadnień: aerodynamika, projektowanie szybowców oraz wytrzymałość konstrukcji, aeroelastyczność, osiągi w locie, napęd, meteorologia, bezpieczeństwo. Obrady miały miejsce w uroczym hangarze szybowcowym, należącym do miejscowego aeroklubu. Nad głowami uczestników wisały szybowce a także kajaki,

przechowywane zapewne przez pilotów - zwolenników „drugiego żywiołu” (patrz foto). Panowała atmosfera nieco inna od typowych konferencji naukowych, gdzie obowiązuje strój galowy i wyszukane etykiety. W hangarze czuło się wielkie skupienie i zainteresowanie każdym referatem, prezentowanym podczas sesji plenarnych. Pełny spis referatów zaprezentowanych podczas kongresu można odnaleźć na stronie internetowej OSTIV. Poniżej zamieszczamy skrócone opisy wybranych, najciekawszych referatów.

Przedmiotem referatu R. Radespiela z Brunshwiku były badania eksperymentalne oraz symulacje zjawiska oderwania warstwy przyściennej na krawędzi profilu tzw. skrzydła szablowego (ang. *Sickle Wing*), którego model umieszczono w obszernej komorze pomiarowej tunelu aerodynamicznego (2,35×2,80×8,0 m). Model skrzydła o profilu Somers NLF(1)-0416 zamocowano na obrotowej podstawie w podłodze komory pomiarowej. Zapewniono w ten sposób minimalizację czy wręcz eliminację wpływu efektów brzegowych na wyniki pomiarów. Symulacje komputerowe przeprowadzono z wykorzystaniem metody TAU, opracowanej przez DLR, która wykorzystuje procedurę RANS (*Reynolds Averaged Navier-Stokes*). Uzyskano wysoką zgodność wyników pomiarów z symulacjami [1].

Zespół badawczy z Uniwersytetu Technicznego w Pradze, pod kierownictwem prof. Lukasa Popelki zaprezentował referat, w którym analizowano wyniki badań współczynnika siły nośnej C_z różnych profili laminarnych, jako podstawowego parametru do projektowania i optymalizacji aerodynamicznej szybowców. Autorzy zgromadzili dane dla kilkunastu różnych profili, pochodzące z badań, których wyniki są dostępne, lecz rozproszone w różnych publikacjach. Dodatkowo, przeprowadzili własne badania w tunelu aerodynamicznym. Zaproponowali równanie określające korelację współczynnika $C_{z,max}$ z parametrami geometrycznymi profilu: y_1 – współrzędna pionowa obrysu profilu dla $x = 0,05c$, oraz t – grubość profilu [2].

Dwa ciekawe referaty dotyczyły tzw. dynamicznego szybowania i odnosiły się do modeli szybowców RC, tzw.

zbooczowych, które wykorzystują prądy wznoszące tworzące się wskutek opływu zbocza góry przez wiatr oraz do przykładu z natury – wędrowek albatrosów, ptaków morskich, gniazdujących m. in. na Antarktydzie. Ptaki te wykonują dzienne loty docelowo-powrotne o zasięgu 100–150 km nad morzem w poszukiwaniu pożywienia dla młodych. W tym przypadku, albatrosy wykorzystują energię opływu zbocza fali morskiej przez wiatr prostopadły do kierunku lotu. Rozpatrywano dwa typy trajektorii lotu, mianowicie lot w pętli zamkniętej (krążenie), oraz lot tzw. podróżny, którego celem jest pokonanie zadanego dystansu. W obu przypadkach, szybowanie dynamiczne polega na takim dostosowaniu trajektorii aby cyklicznie, fragment lotu odbywał się pod wiatr z naborem wysokości, następnie z wiatrem, z naborem prędkości. Autorzy referatu zaproponowali własny model dynamicznego lotu szybowego, który następnie zastosowano do rozwiązania zadanego problemu optymalizacji: wyznaczenie trajektorii w pętli zamkniętej, dla której możliwe jest osiągnięcie maksymalnej chwilowej prędkości lotu. W przypadku analizy lotu albatrosa, optymalizacja dotyczyła wyznaczenia maksymalnej prędkości podróżnej (przelotowej). Wynikiem analizy było również wyznaczenie zależności maksymalnej prędkości podróżnej beznapędowego lotu dynamicznego w zależności od prędkości wiatru. W przypadku albatrosa, dynamiczny lot szybowy jest możliwy dla prędkości wiatru powyżej 7m/s. Uzyskana zależność wskazuje, że przykładowo, dla prędkości wiatru wynoszącej 20 m/s, maksymalna prędkość podróżna beznapędowego lotu dynamicznego wynosi ok. 40 m/s. Podczas prezentacji wyświetlono krótki film przedstawiający lot modelu szybowca RC, który lecąc po trasie pętli w obszarze zbocza omywanego przez wiatr, uzyskał prędkość lotu 239,2 m/s [3, 4].

Interesujący z praktycznego punktu widzenia referat zaprezentował S. Smith z Australii [5]. Praca dotyczyła awaryjnego opuszczania kabiny szybowca i bazowała na pomiarach czasu ewakuacji z kabiny – symulatora, umieszczonego w laboratorium. Procedura wyglądała następująco. Próbką czynnych pilotów szybowcowych, w wieku od kilkunastu do 70 lat, została poproszona o przeprowadzenie próby opuszczenia kabiny symulatora. Podczas eksperymentu każdy pilot miał założony prawidłowo spadochron ratunkowy, siedział w normalnej pozycji w fotelu pilota z zapiętymi pasami bezpieczeństwa, owiewka kabiny była zamknięta, pilot trzymał drążek sterowy symulatora szybowca. Na sygnał, którym było mocne uderzenie w tylną ściankę kabiny, pilot miał za zadanie opuszczenie kabiny oraz pociągnięcie za atrapę dźwigni spadochronu. W doświadczeniu uwzględniono różnorodne czynniki, mogące wpływać na czas opuszczenia kabiny. Wyniki pokazały przykładowo, że w grupie wiekowej pilotów 10–19 lat, średni czas opuszczania kabiny wyniósł 15 s, w grupie 40–49, było to 13,8 s, natomiast dla pilotów w wieku między 60–69 lat, czas ten wyniósł 16,2 s. Interesujące było również zestawienie wyników czasu opuszczania kabiny ze wskaźnikiem BMI. Dla osób o nominalnej wartości BMI = (18–25), czas opuszczania kabiny wyniósł średnio 18,3 s, w przypadku osób z nadwagą (BMI = 25,1–30) – 19,0 s, zaś dla osób otyłych (BMI ponad 30), było to 14,8 s.

Słynny profesor Loek Boermans z Uniwersytetu w Delft, Holandia przedstawił referat na temat dążenia do skonstruowania szybowca o doskonałości 100. Jako przykład praktyczny pokazał szybowiec Eta, którego projekt wykonał student Johannes Dillinger, w ramach swojej pracy dyplomowej, co zajęło mu 3 lata. Projekt zrealizowano dzięki finansowaniu Dicka Butlera i powstał szybowiec o rozpiętości 28 m, wydłużeniu skrzydeł 57,4, masie w zakresie 550–850 kg i powierzchni nośnej 13,7 m². Szybowiec wykonał swój pierwszy lot w roku 2012 i osiągnął doskonałość 76. Prof. Boermans przedstawił zarys rozwoju profili laminarnych, stosowanych w szybowcach wyczynowych, wspominając również rodzinę profili opracowanych przez Krzysztofa Kubryńskiego z Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych (wcześniej Politechniki Warszawskiej). W dalszej części referatu, prof. Boermans przedstawił projekt systemu sterowania warstwą przyścienną metodą odsysania. Znany program komputerowy do projektowania i analiz aerodynamicznych, XFOil został zastosowany do wyznaczenia wpływu odsysania warstwy przyściennej na charakterystykę profilu skrzydła szybowca klasy standard. Okazało się, że odsysanie redukuje opór szkodliwy profilu o 50% przy wysokiej prędkości lotu oraz o 70% przy niskiej prędkości. W przypadku lotu w warunkach turbulentnych (opad deszczu, obecność owadów), opór profilu z odsysaniem stanowi połowę oporu wyjściowego. Przekłada się to na doskonałość szybowca tak, że możliwa jej poprawa sięga nawet 35%. Urządzenie do odsysania warstwy przyściennej profilu wymaga mocy 150–300 W, w zależności od prędkości lotu. Badania doświadczalne sekcji skrzydła z systemem odsysania warstwy przyściennej są obecnie prowadzone w firmie Glasfaser Flugzeug-Service. Idea nie jest nowa, przy czym prelegent zaprezentował realną koncepcję rozwiązania praktycznego, którego zastosowanie może być kolejnym krokiem na drodze do doskonałości 100 [6].

Bibliografia

- [1] Transition prediction results for nlf(1)-0416 airfoil and sickle wing. M. Kruse, F. Munoz, R. Radespiel, Braunschweig, Germany.
- [2] Airfoil maximum lift coefficient assessment for preliminary design purposes and optimization. L. Popelka, D. Šimurda, M. Matějka, V. Skála, Prague, Czech Republic.
- [3] Optimized high-speed performance of RC gliders by dynamic soaring. G. Sachs, B. Grüter, München, Germany.
- [4] Travel performance of engineless UAV by dynamic soaring. G. Sachs, B. Grüter, München, Germany.
- [5] Time to escape! A survey of time required for glider pilots to escape a ground based cockpit simulator. S. Smith, Melbourne, Australia.
- [6] On the way to glide ratio 100:1. L. Boermans, Delft, The Netherlands.

Nawigacja satelitarna w szybownictwie

MAREK BIAŁY

PLL LOT



Localizacja obiektów przy pomocy sygnału nadawanego z satelitów tworzących sieć na orbicie okołoziemskiej jest dziś w powszechnym użyciu, podobnie jak powszechne stało się wytyczanie trasy pomiędzy dwoma punktami i prowadzenie po niej przy pomocy tego systemu.

Początki współcześnie wykorzystywanych do nawigacji systemów satelitarnych sięgają lat 50. XX wieku. Obecnie najbardziej znane są GPS (Global Positioning System) stworzony i zarządzany przez Stany Zjednoczone Ameryki, GLONASS (Globalna Nawigacyjna Sputnikowa Sistiema) – rosyjski, Galileo – europejski czy QZSS (Quasi-Zenith Satellite System) – japoński.

Jedynie trzy z wymienionych: GPS, GLONASS i Galileo mają status GNSS (Global Navigation Satellite System) czyli systemu satelitarnego obejmującego swym zasięgiem całą kulę ziemską, przy czym w powszechnym użyciu jest system GPS. Można to wytłumaczyć tym, że GPS jako pierwszy został udostępniony do użytku cywilnego, był najdłużej udoskonalany i zarządzający nim podjęli świadomą decyzję o bezpłatnym udostępnianiu jego usług.

Współcześnie niemal każdy dysponuje przynajmniej jednym urządzeniem zdolnym do odbioru sygnału satelitarnego i wykorzystania go do prowadzenia nawigacji.

Z dobrodziejstw systemu GPS czerpie również sport szybowcowy. Początkowo sygnał satelitarny służył do prowadzenia nawigacji w locie szybowcowym. A wykorzystywane do tego były wszelkie dostępne na rynku urządzenia (Rys. 1) zdolne do odbioru i przetwarzania sygnału GPS. Dopiero po pewnym czasie pojawiły się odbiorniki

wyspecjalizowane do zadań lotniczych, a na późniejszym etapie – przyrządy specjalne: środki nawigacji szybowcowej i współczesne szybowcowe komputery pokładowe (Rys. 2).

Prawdziwym przełomem okazał się niewątpliwie wynalazek rejestratora szybowcowego. Urządzenie takie ma za zadanie odebrać sygnał GPS, a następnie zapisać odebrane dane do późniejszego sprawdzenia i opracowania. Zapis musi być dokonany w odpowiednim formacie (tzw. formacie „*.igc”), ustalonym przez IGC FAI (International Gliding Commission Federation Aeronautique Internationale) – Międzynarodową Komisję Szybowcową Międzynarodowej Federacji Lotniczej.

Dyskusja nad opracowaniem i wdrożeniem tego wynalazku rozpoczęła się w roku 1987 i zaowocowała wdrożeniem pierwszego rejestratora GPS pod handlową nazwą RD Logger w roku 1992. Później pojawiło się wielu producentów oferujących swe konstrukcje, a wśród nich m. in. LX-20 (Rys. 3), czy (znamienna nazwa!) Volkslogger.

Tablica przyrządów współcześnie używanych szybowców składa się z zestawu standardowych przyrządów ciśnieniowych oraz busoli magnetycznej. Naturalnym zjawiskiem jest jednak pojawianie się w kabinie szybowca urządzenia umożliwiającego nawigację satelitarną – choćby powszechnie używanego smartfona oraz szybowcowego rejestratora sygnału GPS. I zjawisko to dotyczy zarówno początkujących pilotów jak i tych planujących wyczynowe loty szybowcowe (Rys. 4). Nawet pilot bez planów zawodniczych z zainteresowaniem obejrzy zapis



Rys. 1. Odbiornik GPS Magellan 2000
(dzięki uprzejmości Norbert Lau)



Rys. 2. Szybowcowy komputer pokładowy

swego lotu lub ...pokaże go znajomym (Rys. 5). Możliwość odbioru sygnału satelitarne, połączona z odpowiednim oprogramowaniem nawigacyjnym ustrzeże go od naruszenia zamkniętych stref przestrzeni powietrznej a także od kolizji z innym szybowcem.

Rozwój segmentu urządzeń do odbioru sygnału GPS dla szybownictwa zaowocował opracowaniem swoistego systemu antykolizyjnego dla lekkich statków powietrznych ze specjalnym ukierunkowaniem na szybowce. Urządzenia systemu FLARM (Flight Alarm) wdrożonego w roku 2004 odbierają sygnał GPS a następnie retransmitują go po wzbogaceniu o dane z czujnika barometrycznego. Inne urządzenie systemu FLARM spełnia podobne funkcje, a przy tym jest w stanie odebrać tak sformatowany sygnał i zamienić go na ostrzeżenie o możliwości kolizji, prezentowane w sposób wizualny oraz dźwiękowy (Rys. 6).

Sygnały emitowane nie potrzebują zbyt wielkich źródeł zasilania, choć istnieją już urządzenia zdolne do emisji sygnału w promieniu 10 km. A stąd już tylko krok do OGN (Open Glider Network) – systemu naziemnych odbiorników sygnałów FLARM połączonych ze sobą za pośrednictwem serwerów internetowych z odpowiednim oprogramowaniem (Rys. 7). Początek sieci OGN to rok 2014, a dzięki tej sieci możliwe jest śledzenie szybowców w locie (witryna Flightradar i in.), a także prowadzenie akcji poszukiwawczej w przypadku utraty łączności z pilotem szybowca. OGN jest projektem społecznym i znajduje się w fazie ciągłego rozwoju.

W przypadku szybowców wykorzystywanych do lotów wyczynowych lub do udziału w zawodach, w wyposażeniu tablicy przyrządów lub, patrząc szerzej, w kabinie szybowca przeważają przyrządy elektroniczne zwykle łączące w sobie funkcje wielu rodzajów przyrządów pilotażowych i nawigacyjnych (Rys. 8). Funkcjonowanie takich zintegrowanych komputerów opiera się w znacznej mierze na odbiorze i przetwarzaniu sygnału GPS, korygowanego danymi z nadajników ciśnienia systemu pneumatycznego. Ich oprogramowanie stało się już na tyle zaawansowane, że uzyskiwane informacje pozwalają na wybór wariantu taktycznego lotu, śledzenie konkurentów i obserwacje meteorologiczne (Rys. 9). Oczywiście nic nie zastąpi przy tym doświadczenia i talentu samego pilota, ale taki poziom przetworzenia danych staje się nieodzowny dla równorzędnego konkurowania z innymi szybownikami.

Opracowanie i rozwój systemu GPS pozwoliły na jego wszechstronne wykorzystanie w życiu codziennym. Szlachetna i emocjonująca jego dziedzina, jaką jest szybownictwo również zyskała na wykorzystaniu sygnału satelitarne. Dziś, podobnie jak w innych dziedzinach życia, nikt nie wyobraża sobie latania szybowcowego bez urządzeń GPS. Stanowią one wielkie udogodnienie w locie, zapewniają komfort i bezpieczeństwo, a przy odpowiednim treningu mniej absorbują uwagę pilota niż tradycyjne wyposażenie kabiny szybowca. System GPS pozwala i skłania do poszukiwania nowych rozwiązań i systemów opartych na odbiorze i przetwarzaniu sygnału satelitarne.

Jakie one będą – zależy od potrzeb szybowników i inwencji wynalazców.



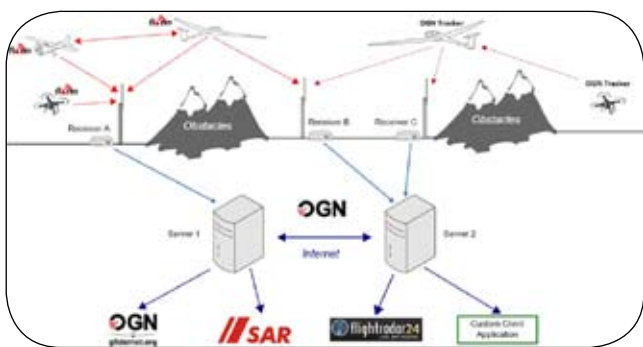
Rys. 3. LX 20 Logger jako wyposażenie szybowca ASK 23, podczas lotu nad Alpami (dzięki uprzejmości Martin Zahner)



Rys. 4. Kabina nowoczesnego szybowca z wyposażeniem



Rys. 5. Przykładowa mapka z zarejestrowaną trasą wykonanego przelotu



Rys. 6. Schemat systemu Open Gliding Network OGN – projekt w fazie rozwojowej (za zgodą/źródło: <http://wiki.glidernet.org>, na podstawie licencji CC BY-SA 3.0)



Rys. 8. Wyświetlacz systemu FLARM Aboba V4+M (za zgodą/źródło: <https://flarm.com/media/images-logos/>)
FLARM Display Aboba V4+M (źródło: <https://flarm.com/media/images-logos/>)



Rys. 7. Tablica przyrządów pokładowych szybowca z centralnym wyświetlaczem wielofunkcyjnym

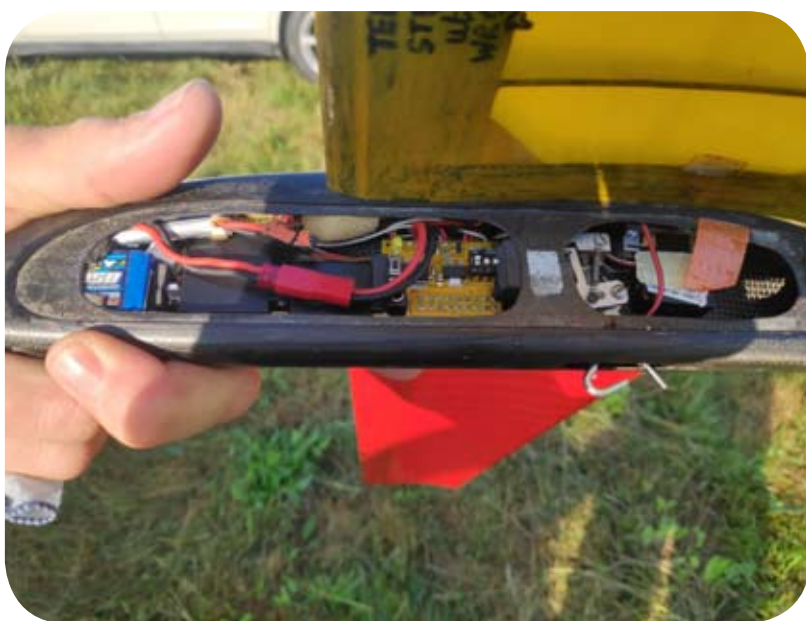


Rys. 9. Urządzenia elektroniczne wypierają klasyczne przyrządy pokładowe w dzisiejszych szybowcach

Zawody modeli swobodnie latających Pucharu Polski

Prezentujemy fotoreportaż Andrzeja Łukaszevicza z zawodów Pucharu Polski w klasach modeli swobodnie latających. Zawody odbyły się w Podludowie, w dniach 26–27 czerwca 2021 r. Tematykę techniki w modelarstwie lotniczym i kosmicznym będziemy podejmować w naszym czasopiśmie w miarę zainteresowania autorów i czytelników. Zapraszamy modelarzy do współpracy. Chętnie zamieścimy oryginalne rozwiązania w konstrukcji modeli samolotów, szybowców i raket, opisy modeli rekordowych, eksperymentalnych, itd.

Zdjęcia: ANDRZEJ ŁUKASZEWICZ
Politechnika Białostocka



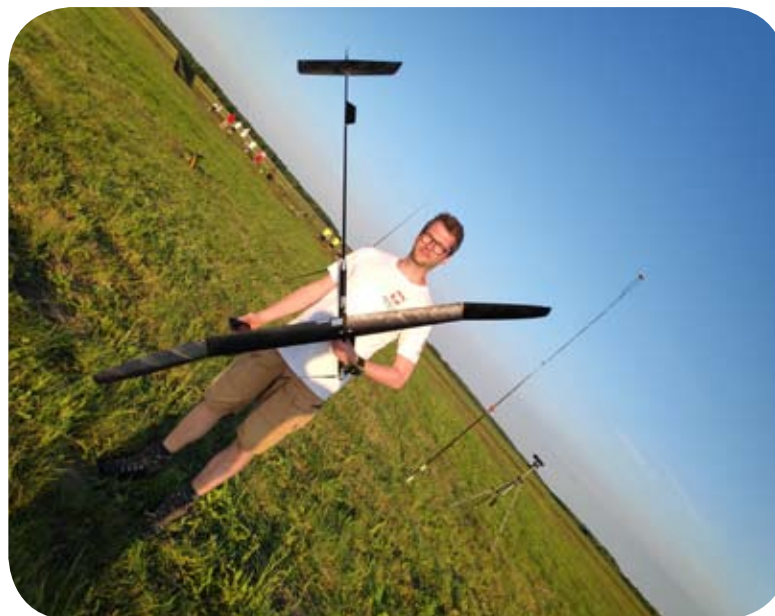
Rys. 1. Szczegóły modelu klasy F1A Dariusza Stężalskiego.
Przednia część kadłuba z wyposażeniem



Rys. 3. Dariusz Stężalski z Wrocławia
prezentuje model szybowca klasy F1A



Rys. 2. Usterzenie modelu F1B Adama Krawca.
Zwraca uwagę wychylony statecznik poziomy



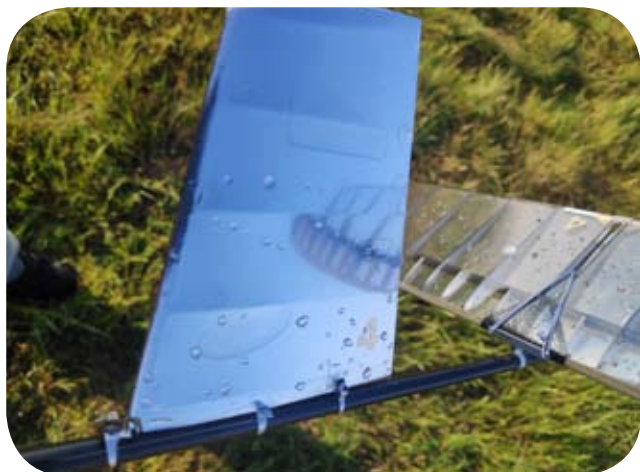
Rys. 4. Adam Krawiec z Gliwic prezentuje swój model klasy F1B



Rys. 5. Model z napędem gumowym klasy F1B Adama Krawca z Gliwic



Rys. 8. Wieżyczka w modelu F1B Adama Krawca



Rys. 6. Statecznik pionowy w modelu klasy F1B S. Skibickiego



Rys. 9. Wieżyczka modelu klasy F1B S. Skibickiego. Widoczne dźwignie mechanizmu zegarowego



Rys. 7. Stanisław Skibicki z Suwałk z modelem klasy F1B



Rys. 10. Statecznik poziomy w modelu klasy F1B Adama Krawca



Rys. 11. Model swobodnie latający z napędem elektrycznym klasy F1Q Stanisława Bolko z Kamienia



Rys. 12. Model klasy F1Q



Rys. 13. Wnętrze kadłuba modelu klasy F1Q. Widoczny akumulator zasilający oraz elektroniczny wyłącznik silnika napędowego



Czym jest amatorska budowa samolotu

TOMASZ MURAWSKI

Rys. 1. W warsztacie lotniczym Jerzego Gruchalskiego – na zdjęciu po prawej, obok niego stoi Michał Urbaczyk. Widoczne pokryte płótnem skrzydło przedwojennego szybowca Wrona, obok w budowie kadłub Orlika Olimpijskiego. Fot. Tomasz Murawski

Często się zastanawiam nad tym, co to jest lotnicza konstrukcja amatorska? Czy to samolot względnie szybowiec budowany przez tak zwanego konstruktora amatora? I kto to jest do licha ten konstruktor amator? Sama definicja konstruktora amatora okazuje się być względna – tego typu statki powietrzne budują często ludzie po pracy, pasjonaci lotnictwa, modelarze mniej lub bardziej doświadczeni, w ramach spędzania wolnego czasu, tudzież w pracy jako zawodowi konstruktorzy lotniczy. Sam warsztat też przypomina prawdziwy zakład lotniczy, tylko może jest mniejszy. Co do samej konstrukcji – czy konstrukcja amatorska to przeróbka jakiegoś znanego już, zbudowanego statku powietrznego, np. przeróbka szybowca na motoszybowiec? Czy konstrukcja taka to zaprojektowana i zbudowana od zera przez nas samych? Czy taką konstrukcją może być budowa repliki przedwojennego szybowca z gotowych zachowanych planów? Jeśli idzie o definicję „amatora”, no to dotyczy to osób, które na co dzień nie zajmują się zawodowo lotnictwem. Z założenia ma to być oczywiście lekkie, niecertyfikowane lotnictwo. Lotnictwo ogólnie dzieli się na certyfikowane podlegające pod nadzór EASA i niecertyfikowane, specjalne, tudzież amatorskie, regulowane przepisami wewnętrznymi poszczególnych państw Unii. Tak a propos pojęcia lekkości w lotnictwie światowym, certyfikowanym: konstrukcja lekka to klasa samolotów o masie maksymalnej do lotu 5700 kg i silniku (silnikach) o mocy do 1100 kW.

Powiedzmy też, że lotnictwo amatorskie to sposób użytkowania tych samolotów. Jeżeli latamy tylko i wyłącz-

nie dla własnej frajdy i to latanie nie jest moim zawodem, nie zarabiam na tym ani złotówki, a przepisy pozwalają na jego obsługę we własnym zakresie, to takie lotnictwo jest amatorskie. Dodajmy do tego pasję projektowania i budowania bez skrępowania i zbędnych formalności, do tego w miarę tanio.

Po wojnie w latach 70. pojawił się w Polsce Klub Amatorów Konstruktorów (KAK), powstały bodajże we Wrocławiu. Była to cenna inicjatywa. Klub wspierało czasopismo lotnicze Skrzydłata Polska, w której to toczyła się polemika na ten temat, jak też patronował temu ówczesny Aeroklub Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej. W 1982 r. odbył się I Zlot Konstruktorów Amatorów w Polsce. Na drugim Zlocie rok później w Lublinku zjechało około 60 lotniczych konstruktorów i licznych ich sympatyków. Na wystawie pokazano 9 konstrukcji. Wśród nowych konstrukcji był pierwszy w Polsce całkowicie kompozytowy samolot J-5 Marco Jarosława Janowskiego.

Po przemianach gospodarczych i ustrojowych w kraju, w 1991 r. powstało Stowarzyszenie Lotnictwa Eksperymentalnego EAA, jako polski oddział amerykańskiego, założone przez Eugeniusza Pieniżka, które zastąpiło później z budowy jak na razie jedynej latającej repliki przedwojennego samolotu RWD-5R (oblot 2000 r.). W 1992 r. we Wrocławiu założono Stowarzyszenie Lotnictwa Amatorskiego – zarząd stanowili budowniczości amatorzy, z konstruktorem amatorem Tadeuszem Dobrocińskim na czele. Powstała też efemeryczna „Lotnicza Amatorska Federacja Rzeczpospo-

litej Polskiej”, jako związek Stowarzyszeń i innych organizacji lotniczych reprezentujących lekkie, niecertyfikowane lotnictwo amatorskie. Celem strategicznym tej Federacji jest przejęcie i prowadzenie nadzoru nad tym lotnictwem, jak również, a może przede wszystkim rozpropagowanie tej formuły w Polsce. Jak na razie na tym stanęło.

Odbływały się i nadal odbywają w Polsce zloty konstruktorów amatorów, między innymi Zlot Konstruktorów Amatorów w Turbi, czy Zloty Amatorskich Konstrukcji Lotniczych w Górkach. Na zlotach można wymienić się doświadczeniem z innymi członkami klubu. Z lotniczych „zabaw” w amatorską w budowę samolotów powstały później znane zakłady lotnicze, produkujące już sprzęt na sprzedaż, np. samoloty Kazimierza Olszewskiego, czy Jarosława Janowskiego. Parę lat temu w ULC zgłoszonych było do budowy około sto pięćdziesiąt konstrukcji amatorskich. Trudno powiedzieć ile faktycznie wzniosło się od tamtego czasu w powietrze.

Od samego początku konstrukcje amatorskie to były tak zwane ultralekkie statki powietrzne (USP), lub ultralekkie szybowce (ULS). W miarę postępu i możliwości, od zwykłych konstrukcji z rurek stalowych, w których skrzydła kryte były dakronem, z napędem od samochodu osobowego Trabant, z biegiem czasu owe USP czy ULS-y stały się z dosyć skomplikowanymi statkami powietrznymi, przypominając już prawdziwe, certyfikowane samoloty, spełniające ogólnie przyjęte w lotnictwie przepisy budowy. Wyko-

nane są często z kompozytów węglowych, z glass kokpitami – zamiast analogowych przyrządów pokładowych mamy takie powiększone smartfony na tablicy, tudzież ekrany laptopów wyświetlające wszystkie parametry lotu – i z własnym spadochronem ratującym. Tym samym idea taniej amatorskiej budowy i taniego latania zostały poniekąd zaprzepaszczone, tudzież uległy wypaczeniu.

Niestety wielu konstruktorów amatorów nie rozumie pojęcia „amatorskie” i chce, aby jego zbudowany samolot był poniekąd pełnoprawnym samolotem, wręcz z planem produkcji seryjnej, którym może np. bez przeszkód latać po całym świecie bez ograniczeń, jak też zarabiać na tym. Tym samym kłóci się to z ideą taniego latania, a dokładniej z ideą latania bez formalności. Konstrukcje te stają się półprofesjonalne, mają dużą masę własną i tym samym większą prędkość np. minimalną. Wymuszając pewne swoje prawa wobec nadzoru, mogą bezpowrotnie zniszczyć ideę taniego latania.

Obserwując od wielu lat budowę takich statków powietrznych i podpatrując owych budowniczych widzę, że często wiąże się to też z wyborem: czy chcemy latać, czy chcemy budować? Na początku pytanie takie wydaje się być bez sensu – oczywiście chcemy budować, a potem latać. Ale też w miarę upływu czasu, kiedy to nasza budowa za bardzo nie posuwa się naprzód, no bo mamy inne obowiązki i nie mamy dość czasu, okazuje się, że tak nie jest. Z biegiem czasu może okazać się, że kochamy budować,



Rys. 2. Replika przedwojennego motoszybowca Bąk II Antoniego Kocjana, zbudowana przez Jerzego Gruchalskiego w 2016 r. na zamówienie Fundacji Zabytki Polskiego Nieba. Konstrukcja drewniana, kryta sklejką i płótnem. Bąk wciąż niestety czeka na oblot.
Fot. Jerzy Gruchalski



**Rys. 3. Szybowiec Goko z 2021 r. – konstrukcja amatorska czy profesjonalna? Ultralekki szybowiec zaprojektowany i zbudowany w Bielsku przez zawodowych konstruktorów lotniczych, wzorowany na szybowcu Goat. Rozwojowa wersja jako motoszybowiec z silnikiem elektrycznym będzie mieściła się w klasie K5, podkategoria UL-115. Konstrukcja metalowa, kryta sztucznym płótnem.
Fot. Michał Ombach**

a czy polecimy kiedyś to już staje się w sumie nieistotne. Z drugiej strony, kiedy chcemy latać, pośpiech może okazać się zabójczy dla nas samych, tudzież naszego samolotu – błąd w konstrukcji, wypalenie. To też może konkretnie zniechęcić potencjalnego budowniczego, z czego trzeba sobie zdawać sprawę, gdyż po pierwsze tracimy czas, jak też i pieniądze. Więc ostatecznie budujemy, a czy wzniesiemy się w powietrze - to się okaże później.

Projektując własny statek powietrzny od zera, musimy wykonać jego rysunki, jak też i jakieś obliczenia, co jest bardzo czasochłonne. Mała dygresja: idealną sytuację mieli kiedyś pracownicy – konstruktorzy szybowców, którzy w większości byli też i pilotami szybowcowymi, w Szybowcowym Zakładzie Doświadczalnym. W pracy, a nawet często w godzinach pracy, które to potem odrabiali, lub i nie, „urywali” się na godzinę lub dłużej i latali na szybowcach, a potem „wyżywiali” się konstrukcyjnie. Może to też jest jakieś rozwiązanie dla przyszłych konstruktorów amatorów, którzy zaczynają swoją przygodę w życiu zawodowym?

Osoba podejmująca decyzję przystąpienia do budowy amatorskiej powinna więc w pierwszym rzędzie zdecydować co buduje, czy poddała trudnościom pod względem technicznym, wykonawczym, a i finansowym. Nie bez znaczenia jest miejsce budowy, najlepiej duża ogrzewana hala, bądź kontener. Co możemy budować? Praktycznie wszystko: od ornitoptera, po powiedzmy szybki odrzutowy samolot.

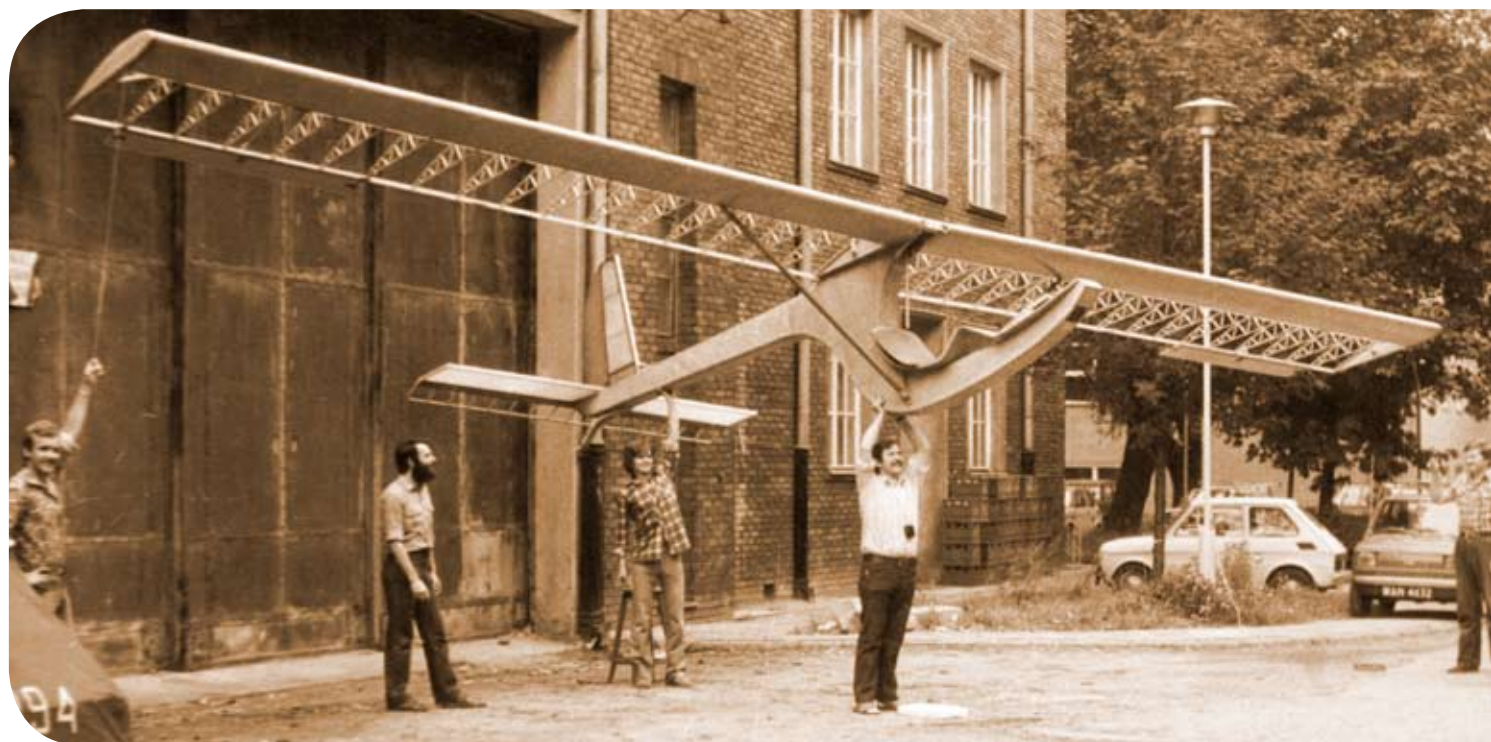
Materiały możemy brać prosto z Castoramy, w granicach rozsądku oczywiście, jak też przydatności do celów lotniczych, lub kupować atestowane od jakichś zakładów lotniczych, np. blachy na okucia główne. Jedyna trudność i problem to projekt i ilość godzin, jakie musimy poświęcić na budowę naszego statku powietrznego. Tutaj przejechał się niejeden konstruktor amator, licząc że minie parę miesięcy, ba, tygodni i dokona pierwszego oblotu. Niestety budowa nawet najprostszej konstrukcji trwa dosyć długo – od 500 do 3000 godzin wwyż, licząc proste konstrukcje. Z tym trzeba się liczyć już na samym początku. Oczywiście taka ilość godzin wcale nie musi być problematyczna, sądząc po ilości godzin jaką wkładają obecnie zawodowi modelarze w budowę np. dużych replik szybowców.

Inna sprawa to zaprojektowanie własnego statku, ale też często możemy skorzystać z gotowych już planów, często darmowych, jak też tzw. kitów, czyli gotowe wykonane elementy czy zespoły, które potem musimy po prostu złożyć sami w całość. Budując samolot trzeba pamiętać o jego ciężarze własnym i położeniu środka ciężkości.

Dla amatora konstruktora najchętniej wybieranym materiałem jest dalej drewno, zwykła sosna. Ale też finansowo wcale nie najgorzej wygląda dziś kompozyt (szklany). Są to bowiem materiały proste w obróbce i w zasadzie łatwo dostępne. Co do drewna, dziś już chyba nikt nam nie da atestu na nie, jeśli takowy chcielibyśmy uzyskać, po pro-



Rys. 4. Samolot Minifox – najtańsza obecnie oferta na polskim rynku dla tych co chcą latać od razu i bez zbędnych formalności, tylko dla przyjemności. Klasa UL-115. Koszt zakupu do samodzielnego montażu: 13000 EUR. Zaprojektowana przez zawodowych konstruktorów lotniczych z Włoch. Konstrukcja metalowa, kryta sztucznym płótnem. Fot. Maurycy Moes



Rys. 5. Szybowiec ultralekki ULS-PW z 1981 r. w locie – waga własna 57 kg. Do dzisiaj, po 40 latach od projektu i oblotu, prawie ideał w prostocie budowy i kosztów, jak też w użytkowaniu i lataniu dla przyjemności. Konstrukcja z kompozytów szklanych, kryta sztucznym płótnem. Fot. Jan Filipiak



Rys. 6. Ultralekki szybowiec Axel w locie. Konstrukcja z kompozytu węglowego. Być może w 2022 r. ruszy jego produkcja seryjna w Mielcu. Fot. Dariusz Lewek

stu nie ma chyba takich ludzi – urzędników nadzoru, którzy by mieli wiedzę i kompetencje, nie ujmując ich ogólnie dużej wiedzy lotniczej na inne tematy. Co do pozyskiwania drewna, pozostają nam tartaki, w których to można wybrać tak zwane drewno lotnicze, za polską normą, która kiedyś obowiązywała w zakładach lotniczych. W praktyce drewno takie musi jeszcze poleżeć rok, aby dokładnie przeschnąć – wymagana do budowy jest 8–10% wilgotność. Największym problemem jest zdobycie sklejk lotniczej. Dłuższy czas jedynym w Europie producentem była znana od lat fińska firma, ale niedawno pojawiła się nowa firma z Rosji, która takową sklejkę produkuje. Jest ona też około połowę tańsza od Fińskiej. Nie spotkałem się w praktyce z chińskim zamiennikiem, ale to może kwestia czasu, wówczas ceny sklejk mogłyby spaść jeszcze niżej.

Najczęściej stosowane są grubości I do I,5 mm. Do łączenia drewna i sklejek stosowane są w kleje epoksydowe Epidian 5 i 57 wciąż produkowane w Sarzynie. Technologia ich stosowania nie jest zbyt kłopotliwa, ale wymaga znacznej dyscypliny. Klej składa się z ciekłej żywicy i ciekłego utwardzacza (Z-1, PAC), które miesza się w ściśle ustalonych proporcjach bezpośrednio przed klejeniem. Powstaje reakcja egzotermiczna (wytwarza się ciepło), więc należy przygotowywać małe porcje, bo żywotność

gotowego kleju jest rzędu 20–40 minut. Klej jest dość tolerancyjny na wielkość docisków na spoinę, musi natomiast zachowany być warunek odpowiedniej temperatury – minimum 18°C przez co najmniej 6 godzin wiązania kleju. Zalecane jest sporządzanie próbek kontrolnych przez sklejenie dwóch małych klocków, które potem rozrywa się. Na pokrycia skrzydeł i usterzeń coraz częściej stosuje się nowoczesny materiał typu Oratex, jednak jest on nadal drogi. Tańszą alternatywą jest tradycyjne płótno lotnicze (bawełna) i cellon.

Dla zainteresowanych polecam jedyną jak na razie książkę autobiograficzną dotyczącą lotnictwa amatorskiego, p.t.: „Na własnych skrzydłach” Józefa Borzęckiego – ojca lotnictwa amatorskiego, jak nazywali go inni koledzy amatorzy – gdzie autor opisuje swoją amatorską budowę i problemy takiego lotnictwa, które myślę są aktualne po dziś dzień.



