



Szanowni Czytelnicy!

Z radością informujemy, że ukończyliśmy realizację projektu finansowanego przez Ministerstwo Nauki i Szkolnictwa Wyższego pt. „Digitalizacja czasopisma «Technika Lotnicza i Astronautyczna»”. Nasze prace polegały na zebraniu kolekcji ok. 400 numerów archiwalnych czasopisma, zeskanowaniu ich i poddaniu obróbce graficznej dzięki zakupionemu specjalistycznemu sprzętowi i oprogramowaniu. Opracowaliśmy metadane i zamieściliśmy je w zasobach elektronicznych Biblioteki Politechniki Lubelskiej oraz na e-platformie wydawniczej Lublin University of Technology Publishing House (open access): <https://ph.pollub.pl/index.php/tlia/issue/archive>.

Zabieramy naszych Czytelników w podróż do krainy historii techniki – zapraszamy do przeglądania „ocalonych od zapomnienia” egzemplarzy. Dla pasjonatów typografii i grafiki interesujące mogą być zmiany w trendach artystycznych, widoczne na okładkach czasopisma drukowanych na przestrzeni kolejnych dekad XX wieku. Od 2022 r. nasz periodyk kontynuuje działalność publikacyjną w formie elektronicznej, nie rezygnując z tradycyjnej formy drukowanej.

W prezentowanym numerze Zygmunt Mazan przybliży nam wyzwania napotkane w trakcie badań naziemnych i prób w locie samolotów z rodziny PZL 106 Kruk, a Tomasz Murawski przedstawi rys historyczny tych samolotów. Jarosław Pytka zrelacjonuje przebieg kongresu OSTIV (cz. 1), zaś Konrad Pylak przeniesie nas w czasie do lat 1911–1914 w artykule poświęconym czasopismu „Technik i Automobilista”. Na koniec Tomasz Słowikowski podzieli się wiedzą na temat modeli lotniczych latających na uwięzi klasy F4B.

Serdecznie zachęcamy do zgłaszania tekstów i publikowania u nas za pośrednictwem platformy Lublin University of Technology Publishing House: <https://ph.pollub.pl/index.php/tlia/about/submissions>.

dr Anna Kołtunowska
Wydawnictwo Politechniki Lubelskiej

Samolot z okładki

JAROSŁAW PYTKA

Na polskie niebo wracają znane ptaki. Kruki i Wilgi będą (mają być...) produkowane z napędem na silnik turbinowy. Mają rzesze zwolenników, zapewne znajdują się też jednak i oponenci. Zarzuty mogą dotyczyć przestarzałej, tradycyjnej konstrukcji, złej aerodynamiki czy paliwożernych silników. Polecamy jednak malkontentom i „znawcom” tematu, by zajrzeli za „wielką wodę”. Tam, Cessna 172 doczekała się wznowienia produkcji po kilkudziesięciu latach przerwy. W kolebce światowego lotnictwa nie przeszkadza ani przestarzała struktura duralowa, ani aerodynamika czy inne niuanse. Są wciąż piloci, którzy wolą latać na okrągłych, analogowych zegarach, choć to akurat nie stanowi o przewadze tego czy innego modelu samolotu. Wszak w leciwych płatowcach (sprzed ponad pół wieku) można z powodzeniem zainstalować G1000 czy inne cuda XXI-wiecznej awioniki (w starszych samolotach jest dużo więcej miejsca, przestrzeni niż w nowych). Czy Kruki i Wilgi rzeczywiście powrócą na niebo? I dlaczego jest to w planach po 20-letniej przerwie?

Samolot rolniczy służy nie tylko do prowadzenia lotniczych zabiegów agrotechnicznych. Wszak może być i często jest również samolotem gaśniczym. Najlepszy przykład to polskie Dromadery, które zabierają 2000 litrów wody i nie raz, nie dwa przysłużyły się w walce z pożarami lasów. Program Kruk był bodaj najbardziej kompleksowym przedsięwzięciem

WSK PZL Warszawa-Okęcie. Charakteryzowały go prze-myślana koncepcja, solidna konstrukcja, elastyczne wersje napędu oraz realne plany eksportowe podparte szeroko zakrojonym programem prób w warunkach tropikalnych. W tym numerze TLiA przedstawiamy szczegóły programu. Pan Zygmunt Mazan osobiście prowadził próby w locie samolotów Kruk, w tym również w krajach Afryki i Azji. Wyniki były bardzo zachęcające. W międzyczasie Kruk otrzymał napęd turbinowy, co stanowiło symboliczne przejście przez ucho igielne dużego lotnictwa... i dużych pieniędzy, które można zarobić na sprzedaży. Samolot zabierał 1300 kg suchych lub 1400 l płynnych środków ochrony roślin. Rozpoczęto produkcję, która trwała do 1998 roku, z wynikiem 263 egzemplarzy różnych wersji. Wówczas nowy właściciel Zakładów stwierdził, że się to nie opłaca...

Amerykański samolot rolniczy Ayres Thrush jest napędzany 9-cylindrowym tłokowym silnikiem w układzie gwiazdowym o mocy 450 kW i charakteryzuje się udźwignięciem 1490 kg. Znacznie większy jest Air Tractor AT-802, którego napęd stanowi znany silnik turbośmigłowy PT-6 o mocy 1010 kW, zaś płatowiec o rozpiętości skrzydeł 18,08 m może załadować 3100 litrów chemikaliów. A co na to Brazylia? EMB 202 Ipanema zabiera do zbiornika 950 l płynnych lub 750 kg suchych środków ochrony roślin, zaś

6-cylindrowy silnik tłokowy Lycoming OI-540 o mocy 224 kW napędza płatewiec, którego skrzydła mają rozpiętość 11,69 m. Warto dodać, że do napędu łąpanymy zastosowano z sukcesem ekologiczne paliwo alkoholowe. Wszystkie powyżej opisane samoloty są dziś w produkcji, liczebność sięga tysięcy egzemplarzy. Przenieśmy się na drugi kraniec świata. Nowozelandzka firma Pacific Aerospace Corporation wciąż produkuje samolot PAC Cresco II, który w wersji pasażerskiej zabiera 7 pasażerów, zaś po przebudowie na wersję rolniczą jego udźwig wynosi 1860 kg. Pacific Aerospace oferuje też inny model samolotu rolniczego, PAC-750 XSTOL. Wszystkie powyżej wspomniane samoloty produkowane są przez wytwórnie działające w warunkach gospodarki rynkowej, co wskazuje na to, że produkcja się opłaca.

Czasem można odnieść wrażenie, że w kraju położonym w samym sercu Europy, o ponadstuletniej tradycji przemysłu lotniczego, z dorobkiem wielu pionierskich osiągnięć, patentów, konstrukcji, najbardziej opłacalną formą produkcji lotniczej jest rezygnowanie z produkcji udanych konstrukcji. Dotyczy to nie tylko Kruków, lecz także Wilg, Kolibrów czy Iryd. Decyzje o kasacji programów i złomowaniu bezcennego oprzyrządowania przemysłowego uzasadniano brakiem rentowności dalszej produkcji i rozwoju. Na szczęście pasja do konstruowania i budowania samolotów jest poza dyskusją o opłacalności.



PZL-106 Kruk

Źródło: domena publiczna

TECHNIKA lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

AMBIEN AND SPACE TECHNOLOGY



POLITECHNIKA
LUBELSKA



WYDAWNICTWO
POLITECHNIKI
LUBELSKIEJ

Wydawca:
Politechnika Lubelska

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

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

Redaguje zespół:
Martyna Bawolska,
Ernest Gnapowski,
Jan Laskowski,
Tomasz Murawski,
Michał Ombach,
Redaktor naczelny
– Jarosław Pytka j.pytka@pollub.pl

Wydawnictwo Politechniki Lubelskiej:
Anna Kołtunowska – korekta językowa
Elżbieta Nazaruk – redakcja i korekta językowa
Łukasz Maj – skład i łamanie

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

Członkowie:
gen. bryg. w st. spocz. mgr inż. Ryszard Dębski
(Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Prezes
Towarzystwa Polskich Inżynierów Lotnictwa SIMP),
dr inż. **Andrzej Glass**
(Redaktor Honorowy),
dr hab. inż. Andrzej Gontarz
(Politechnika Lubelska),
gen. broni pil. prof. dr hab. Jerzy Gotowala
(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),
ptk dr hab. inż. Adam Wetoszka
(Lotnicza Akademia Wojskowa w Dęblinie),
dr hab. inż. Kazimierz Zaleski
(Politechnika Lubelska, SIMP),
prof. dr hab. Józef Zajac
(Państwowa Akademia Nauk Stosowanych w Chełmie)

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

Rysunek na okładce:
Martyna Bawolska

Wskazówki dla Autorów:

1. Publikacja artykułu w TLiA jest bezpłatna.
2. Manuskrypt artykułu można przygotować w dowolnej formie, najlepiej w programie MS Word 2003 lub nowszym, nie ma nakazanego formatu tekstu. Grafiki powinny być dołączone jako osobne pliki wysokiej rozdzielczości. Należy pamiętać o podpisach do rysunków. Rysunki bądź tabele zaczerpnięte ze źródeł innych niż autora mogą być publikowane jedynie za pisemną zgodą właściciela praw autorskich, jeśli nie są one dostępne na wolnej licencji.
3. TLiA publikuje następujące rodzaje artykułów:
 - a) podlegające recenzji artykuły naukowe, w tym standardowe, skrócone (tzw. noty techniczne lub inżynierskie), artykuły przeglądowe,
 - b) artykuły metodyczne, dydaktyczne, stanowiące opis i komentarz 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, magisterskich oraz doktorskich,
 - e) artykuły o popularnonaukowej treści technicznej, publikowane na prawach rękopisu.
4. Przygotowane artykuły można przesyłać za pośrednictwem platformy wydawniczej Lublin University of Technology Publishing House (LUT PH): <https://ph.pollub.pl/index.php/tlia/about/submissions>.

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



PZL-106 Kruk

Źródło: domena publiczna

Spis treści

Samolot rolniczy PZL-106 Kruk	4
Rozwój konstrukcji i badania w locie samolotu PZL-106 Kruk	11
PZL-106 Kruk BR	26
XXXV Kongres OSTIV – Organisation Scientifique et Technique Internationale du Vol à Voile	34
Czasopismo „Lotnik i Automobilista” (1911–1914) – prekursor popularyzacji lotnictwa w Polsce	48
Lotnicze modele latające na uwięzi klasy F4B	60

W numerze 1/2024 błędnie podano autorkę ilustracji na okładce, powinno być: Martyna Bawolska. Za pomyłkę serdecznie przepraszamy.

Źródło: Wikipedia CC BY-SA 3.0,
<https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=719918>



Samolot rolniczy PZL-106 Kruk

Tomasz Murawski

Streszczenie

W artykule przedstawiono rys historyczny samolotu rolniczego PZL-106 Kruk z punktu widzenia przemysłu i gospodarki. Samoloty rolnicze były głównym trzonem polskiej produkcji lotniczej, stanowiąc także ważny produkt eksportowy. Wdrożenie nowego projektu, jakim był samolot PZL-106 Kruk wymagało ogromnego wysiłku zarówno w zakresie badań i rozwoju, jak i dostosowania zakładów produkcyjnych PZL WSK Warszawa-Okęcie.

Słowa kluczowe: Samolot PZL-106 Kruk, Państwowe Zakłady Lotnicze, Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego Mielec

Wprowadzenie

Po II wojnie światowej na świecie nastąpił ogromny rozwój agrolotnictwa. W Polsce do tych celów przystosowano początkowo radzieckie samoloty licencyjne PZL-101 Gawron i dwupłatowy An-2. Jednak, jak się potem okazało, do tego celu potrzebny był bardziej wyspecjalizowany samolot. Dwie wytwórnie lotnicze, PZL WSK Warszawa-Okęcie i WSK Mielec, podjęły się więc skonstruowania samolotów oznaczonych jako PZL-106 Kruk w Warszawie i M-18 Dromader w Mielcu (jako przeróbka samolotu rolniczego Thrush S-2R).

Na Okęciu w Instytucie Lotnictwa powstał też trzeci projekt samolotu rolniczego – TS-11 Pelikan – opracowany przez mgr. inż. Tadeusza Sołtyka, ale nie wyszedł on poza stadium projektu. Czwartym samolotem rolniczym, opracowanym w Związku Radzieckim, a zbudowanym w Polsce był odrzutowy M-15 Belfegor, ale mimo wyprodukowania tego modelu w dużej serii pozostał lotniczą efemerydą, nienadającą się docelowo do prac agrolotniczych [5].

Charakterystyka projektu PZL-106

Pierwsze prace projektowe nad Krukiem zaczęły się w 1965 r. Głównym konstruktorem i autorem pomysłu był mgr inż. Andrzej Frydrychewicz, który właśnie zakończył projekt samolotu Wilga 2 [1]. Samolot zaprojektowano, wzorując się w pewnym sensie na amerykańskim Piper Pawnee z 1959 r. Był w układzie klasycznym, skrzydła miał proste, z zastrzałami na górnej powierzchni skrzydeł w układzie V (ryc. 5), ze stałymi skrzelami i klapami Junkersa, usterzenie było w układzie litery T. Podwozie było stałe, z kołem ogonowym (ryc. 6). Klapy Junkersa miały przy okazji służyć jako rozrzutnik chemikaliów.

W samolocie zastosowano kilka ciekawych rozwiązań koncepcyjnych i konstrukcyjnych [2]:



Ryc. 1. PZL-106 BS Kruk w trakcie montażu w Zakładzie Lotniczym PZL na Okęciu, lata 90.

Fot. L. Zielaskowski



Ryc. 2. Piąty prototyp Kruka SP-PBK z 1974 r. jako eksponat Muzeum Lotnictwa Polskiego w Krakowie

Fot. MLP Kraków



Ryc. 3. Kadłub Kruka podczas renowacji w Fundacji Zabytki Polskiego Nieba
Fot. FZPN



Ryc. 4. PZL-106 BT Kruk w widoku $\frac{3}{4}$ z przodu
Fot. L. Zielaskowski

- układ głównych podzespołów płatowca „silnik-zbiornik-kabina”: najcięższe elementy konstrukcji znajdują się przed kabiną i w razie uderzenia w ziemię pilot nie zostanie nimi przygnieciony; ponadto zbiornik pochłania znaczną część energii zderzenia;
- pośrodku przedniej szyby kabiny umieszczono nóż, który ma za zadanie przecinać druty elektryczne w wypadku naliczenia na nie; takie same noże znajdują się również na goleniach podwozia;
- kabina pilota, zaprojektowana jako „klatka wytrzymałościowa”, ma chronić pilota trakcie wypadku (w próbach naziemnych fotel i pasy wytrzymują przeciążenie wzdłużne rzędu 40 g); sama kabina to odrębny, integralny zespół z własną strukturą – mocowana jest sworzniami do kratownicy kadłuba; struktura kabiny składała się z kozła przeciwkapotażowego spawanego z rur stalowych, „czapki” wykonanej z kompozytu szklanego, wręg, podłogi, pulpitu, podłóżnic usztywniających i pokrycia; drzwi z lewej i prawej strony są zaopatrzone w urządzenia do zrzutu awaryjnego; do głównej wręgi kabiny zamocowano okucia czteropunktowych pasów bezpieczeństwa oraz niezależnie od nich fotel pilota (ryc. 7);
- kabina hermetyzowana (nadciśnieniowa), aby chronić pilota przed wdychaniem chemikaliów;
- zbiornik chemikaliów z hydrauliczną wagą o specjalnym kształcie ułatwiającym rozrzut;
- automatyka załadunku chemikaliów;
- miejsce dla mechanika za miejscem pilota (wykorzystywane przy przebazowaniu samolotu);
- kadłub w postaci kratownicy z łatwo zdejmowanymi pokrywami, co ułatwia konserwację (jest to ważne ze względu na szczególnie silną chemię używaną w opryskach).

Oblot i próby w locie

Prototyp samolotu PZL-106 Kruk ze znakami rejestracyjnymi SP-PAS, z drewnianymi skrzydłami zbudowanymi w SZD w Bielsku, został oblatany 17 kwietnia 1973 r. na Okęciu przez pilota Jerzego Jędrzejewskiego. W latach 1974–75 opracowano kilka prototypów Kruka z różnymi silnikami. Ostatecznie do produkcji seryjnej trafił PZL-106 Kruk A z silnikiem PZL-3S o mocy 600 KM, który pozwalał na zabranie 1200 kg chemikaliów. W stosunku do prototypu samolot miał przedłużony tył kadłuba, zamiast usterzenia poziomego w układzie T zastosowano usterzenie klasyczne oraz zlikwidowano klapy Junkersa jako niepraktyczne [3].

W 1976 r. wykonano serię informacyjną 10 sztuk PZL-106, a dnia 2 lipca 1976 r. pilot Jerzy Wojnar oblatywał pierwszy samolot. W tym czasie powstała też szkolna, dwumiejscowa wersja Kruka, gdzie kabina instruktora znajdowała się w miejscu wyjmowanego zbiornika środków chemicznych przed kabiną pilota [6].

W 1981 r. oblatano Kruka z silnikiem turbośmigłowym PT-6A-34AG o mocy 770 KM, a następnie – z silnikiem od samolotu AN-2 ASz-62IR o mocy 1000 KM. Większa moc silnika miała spowodować zwiększenie udźwigu Kruka, jednak w praktyce dodawała też masy własnej i tym samym zysk był niewielki. Pogarszała się również ekonomika takiego przedsięwzięcia. Kruk z silnikiem od AN-2 sprawdził się jednak w lotach nad Afryką, ponieważ przy wyższych temperaturach powietrza potrzebna była większa moc silnika [3].

W dniu 15 maja 1981 r. pilot Witold Łukomski oblatywał nową, poprawioną wersję Kruka, nazwanego PZL-106 Kruk B, z silnikiem PZL-3S o mocy 600 KM. W nowym Kruku



Ryc. 5. PZL-106 BT Kruk SP-PAA z czeskim silnikiem turbośmigłowym M-601 z 1985 r. na Okęciu w trakcie prób fabrycznych

Fot. L. Zielaskowski



Ryc. 6. PZL-106 BT Kruk bez silnika – widoczne rozwiązanie konstrukcyjne podwozia z samolotu PZL-11. W tym przypadku amortyzatory są rozciągane, a nie ściskane, jak to było przed wojną
Źródło: Narodowe Archiwum Cyfrowe



Ryc. 7. Tablica przyrządów Kruka BTU SP-PBW
Fot. R. Jaxa-Małachowski



Ryc. 8. Kruk BTU SP-PBW podczas oblotu 18 sierpnia 1998 r. z amerykańskim silnikiem turbośmigłowym PW PT-6A34 AG

Fot. R. Jaxa-Małachowski

zmieniono konstrukcję skrzydła, zastosowano nowy profil NACA 2415 zamiast Clark Y, zmniejszono skos skrzydeł z 40° do 10°, skrócono zastrzały w celu zmniejszenia oporu czołowego, powierzchnię skrzydeł zwiększono z 28,4 m² do 31,7 m² oraz zastosowano klapę szczelinową. Powiększono też zbiornik paliwa z 300 l na 540 l. Podwozie nadal było trójgoleniowe z amortyzatorami wewnątrz kadłuba, a kółko ogonowe sterowane.

W 1998 r. została oblatana przez pilota Krzysztofa Gallusa ostatnia wersja Kruka – PZL-106 Kruk BTU, z silnikiem turbośmigłowym Pratt & Whitney PT6A, o znakach SP-PWA. Wprowadzono w niej m.in. nowe maski silnika,

nową tablicę przyrządów i zamontowano klimatyzator (ryc. 8 i 9). Wersja ta nie weszła do produkcji seryjnej.

Produkcja seryjna samolotów PZL-106 Kruk i ich zastosowanie

Łącznie do 1998 r. wyprodukowano w PZL na Okęciu 263 egzemplarzy wszystkich Kruków, z czego seryjnych PZL-106 A wyprodukowano 113, natomiast PZL-106 B – 150 egzemplarzy. W Polsce było użytkowanych około 130 Kruków. Używał ich Zakład Usług Agrolotniczych (ZUA),



Ryc. 9. PZL-106 BT SP-PAA

Źródło: Narodowe Archiwum Cyfrowe

wykonując usługi agrolotnicze w wielu krajach, m.in. w Egipcie, Algierii, Syrii, Hiszpanii, Czechosłowacji i na Węgrzech. 102 egzemplarze Kruków trafiły do Niemieckiej Republiki Demokratycznej (NRD), skąd odkupiła je Argentyna, która wcześniej nabyła 18 Kruków. Brazylia kupiła 4 Kruki, a Czechosłowacja, Hiszpania, Republika Południowej Afryki oraz Węgry – po 2 [4].

Samoloty Kruk były też używane do gaszenia pożarów, mogły zabierać 1500 l wody. W kadłubie przed zbiornikiem znajdował się wówczas dodatkowy zbiornik środków spieniających.

Podsumowanie

Samolot PZL-106 Kruk okazał się udaną, spełniającą oczekiwania konstrukcją, a liczba ponad 100 sprzedanych za granicą egzemplarzy Kruka z pewnością uprawnia do stwierdzenia, iż był to samolot idealnie trafiający w potrzeby rynku. Dodatkowo nie bez znaczenia jest fakt, że znaczna liczba zarejestrowanych w Polsce samolotów PZL-106 Kruk była użytkowana za granicą, w ramach kontraktów na usługi agrolotnicze [5]. Pomimo upływu lat oraz faktu, iż produkcję

samolotu PZL-106 Kruk wstrzymano ponad ćwierć wieku temu, koncern Airbus Military – firma, która wykupiła PZL Okęcie – obecnie rozważa wznowienie produkcji tego samolotu z uwagi na napływające wciąż zapytania ofertowe.

Bibliografia:

- [1] Mroczek, A.A. (2016). *Konstruktor. 26 rozmów z Andrzejem Frydrychewiczem*. Łódź: Wydawnictwo Galaktyka.
- [2] Jaxa-Matachowski, R. (1998). Nowy Kruk. *Skrzydłata Polska*, 10, 31–32.
- [3] Bronowicki, H. (2023). *Pilot doświadczalny* (wyd. 2). Mielec: Wydawnictwo Awiator.
- [4] Glass, A. (1980). *Samoloty PZL 1928–1978*. Sulejówek: Wydawnictwa Komunikacji i Łączności.
- [5] Frydrychewicz, A. i in. (2004). *Problemy rozwoju samolotu PZL-106 Kruk*. Polska Technika Lotnicza. Materiały Historyczne, nr 4.
- [6] Makowski, T. (1996). *Współczesne konstrukcje lotnicze Polski*. Warszawa: Agencja Lotnicza Altair.
- [7] Makowski, T. (1986). PZL-106BT-601 Turbo-Kruk. *Technika Lotnicza i Astronautyczna*, 40(4-5), 14–16.

SAMOLOTEM PO ŚWIECIE



Pilatus PC 6 z silnikiem z tego samego typoszeregu co Kruk PZL-106 Kruk

Źródło: Pilatus Aircraft Ltd



Rozwój konstrukcji i badania w locie samolotu PZL-106 Kruk

Zygmunt Mazan

emerytowany pilot doświadczalny, inżynier w PZL Warszawa-Okęcie

Abstrakt

Artykuł jest omówieniem rozwoju konstrukcji samolotu rolniczego PZL-106 Kruk, ze szczególnym uwzględnieniem poszczególnych prototypów i wersji rozwojowych, a także badań naziemnych i prób w locie. Przedstawiono organizację takich prób prowadzonych przez producenta samolotu PZL WSK-Okęcie pod nadzorem Inspektoratu Kontroli Cywilnych Statków Powietrznych, co zaowocowało znacznym usprawnieniem procesu rozwoju samolotu. Opisano problemy powstałe w trakcie unowocześniania konstrukcji samolotu, w tym wyniki w trakcie prób w locie, a także sposoby ich pokonywania. Zamieszczono również archiwalne, niepublikowane dotąd fotografie obrazujące użytkowanie samolotu w różnych częściach świata.

Słowa kluczowe: samolot PZL-106 Kruk, rozwój konstrukcji, badania naziemne, próby w locie

Wstęp

Agrolotnictwo jest dziedziną techniki i wiedzy mającą początek 29 marca 1911 r., kiedy to Cesarski Urząd Patentowy Rzeszy Niemieckiej zarejestrował zgłoszenie świadectwa patentowego przez Alfreda Zimmermanna, nadleśniczego z Detershagen. Patent ten wprowadzał użycie statków powietrznych do patrolowania i wykonywania zabiegów na znacznych powierzchniach.



Ryc. 1. Prototyp samolotu PZL-106 Kruk z silnikiem PZL-3S

W latach międzywojennych w Polsce używano w agrolotnictwie samolotów wojskowych z demobilu. Były to: Potez XV A2, Breguet XIV A2 i Farman F.68 Goliath. Jednak okazało się, że to nie rozwiązuje sprawy, gdyż trudno było je dostosować konstrukcyjnie do przewożenia i rozpylania środków chemicznych czy nawozów.

Szczególnie szybki rozwój zastosowania lotnictwa w rolnictwie i leśnictwie nastąpił po II wojnie światowej. Wiązało się to z brakiem żywności, wręcz głodem w niektórych państwach, jak również z fatalną kondycją biologiczną lasów.

W Polsce, linie lotnicze LOT stosowały samoloty Li-2T do zwalczania szkodników lasów na dużych obszarach. Natomiast Aeroklub Ligi Lotniczej prowadził opryski samolotami Po-2 oraz Piper-L4 Cub na mniejszych obszarach.

W 1960 r. utworzono Lotniczy Zespół Usług Gospodarczych (LZUG) z siedzibą na lotnisku Gocław w Warszawie. Od tego momentu datuje się profesjonalnie zorganizowane użycie lotnictwa do prac agro. LZUG dysponował samolotami Jak-12M, PZL 101 Gawron i CSS-13.

Samolot PZL-101A był modyfikacją samolotu Jak-12M wykonaną w 1956 r. przez zespół mgr. inż. S. Lassoty w WSK-Okęcie. Celem tej modyfikacji było zmniejszenie masy własnej samolotu tak, aby mógł zabrać 500 kg środków chemicznych. Miało to być studium pozwalające na zebranie doświadczeń do opracowania specjalistycznego samolotu rolniczego. Samolot PZL-101A spełnił ten cel i realizował prace nie tylko w Polsce, ale i poza granicami. W WSK-Okęcie wykonano w sumie 215 tych samolotów w wersji rolniczej.

Jednak gwałtowny wzrost zapotrzebowania na samoloty rolnicze na świecie i duże oczekiwania wobec tego typu samolotów, szczególnie na wymagających rynkach afrykańskich, spowodowały konieczność skonstruowania bezpiecznego i ekonomicznego samolotu przeznaczonego do zabiegów agrolotniczych. Tak zrodził się program PZL-106 Kruk.

Projektowanie i rozwój samolotu PZL-106 Kruk

Oznaczenie PZL-106 przyjęte po raz pierwszy w 1972 r. dotyczy dzisiaj już nie jednego typu, ale praktycznie całej rozbudowanej rodziny samolotów rolniczych o średnim udźwigu [1].

W 1970 r. ówczesne władze PRL zdecydowały o likwidacji produkcji lotniczej w WSK-Okęcie. W wyniku tej decyzji zespół konstruktorów z WSK został przeniesiony do Instytutu Lotnictwa. W zespole tym w roku 1970 pod kierunkiem mgr. inż. Andrzeja Frydrychewicza powstał projekt wyspecjalizowanego samolotu rolniczego, któremu nadano oznaczenie PZL-106 Kruk.

Po powołaniu w pierwszej połowie 1972 r. Zakładu Doświadczalnego w WSK Warszawa-Okęcie, zespół inż. Frydrychewicza został przeniesiony do WSK i kontynuował prace nad nowym samolotem. Tym razem potoczyły się one bardzo szybko. Wykonano makietę samolotu w skali 1:1 i przedstawiono do oceny Komisji Makietowej. Przewidywano, że napęd nowego samolotu będzie stanowił gwiazdowy silnik K-5 o mocy 264 KW (360 KM), który opracowywano w WSK-Kalisz jako rozwinięcie silnika WN-3.

Pierwszy prototyp samolotu PZL-106 był wspólnym dziełem WSK, Instytutu Lotnictwa i innych zakładów lotniczych, jak Zakłady Szybowcowe w Bielsku Białej, które zaprojektowały drewnianą konstrukcję skrzydeł, wykonanych z kolei przez Zakłady Szybowcowe w Jeżowie Sudeckim.

Ze względu na opóźniające się prace nad silnikiem K-5 zdecydowano, że w pierwszych dwóch prototypach samolotu zostaną zastosowane silniki Lycoming IO-720-AIB o mocy 294 KW (400 KM).

Jednocześnie, 1 stycznia 1972 r., decyzją Ministra Przemysłu Maszynowego, w WSK-Okęcie powołano Zakład Usług Agrolotniczych, likwidując LZUG i PUL. Związanie Zakładu Usług Agrolotniczych z zakładem lotniczym zapewniło ścisłą więź producenta z użytkownikiem i możliwość użycia baz terenowych ZUA (zarówno w kraju, jak i poza granicami) jako poligonu doświadczalnego dla prób powstającego właśnie programu samolotu rolniczego nowej generacji.

17 kwietnia 1973 r. prototyp samolotu PZL-106 (numer fabryczny 03001) ze znakami SP-PAS wykonał pierwszy lot sterowany przez pilota doświadczalnego mgr. inż. Jerzego Jędrzejewskiego. W październiku 1973 r. dołączył do prób drugi prototyp (nr fabryczny 03002) ze znakami SP-PBG.

Próby w locie wykazały, że przy założonej masie startowej 2250 kg, przewidziany silnik nie zapewnia wymaganych osiągnięć. W tym samym czasie na świecie w samolotach rolniczych zaczęto stosować silniki o mocy rzędu 441 KW (600 KM) i więcej. Również doświadczenia Zakładu Usług Agrolotniczych, świadczącego usługi zarówno w kraju, jak i na szybko rozwijającym się rynku zagranicznym, sygnalizowały, że udźwig samolotu rolniczego powinien być większy niż wcześniej zakładano.

W rozwiązaniu tej sytuacji dopomógł fakt, że WSK-Rzeszów produkowała śmigłowcowy silnik Lit-3 o mocy 423 KW (575 KM). Na jego podstawie w 1974 r. Ośrodek Badawczo-Rozwojowy WSK-Rzeszów dokonał przeróbki, najpierw na silnik samolotowy Lit-3S o mocy 441 KW (600 KM), a następnie na jego ulepszoną wersję PZL-3S (ryc. 1) o tej samej mocy.

W październiku 1974 r. oblatano trzeci prototyp (numer fabryczny 04003) ze znakami SP-PHB, najpierw z silnikiem zastępczym Pratt and Whitney R-1340, a następnie z silnikiem Lit-3S.

Wzrost mocy silnika napędowego pozwolił na powiększenie zbiornika na chemikalia do objętości 1400 l i zwiększenie masy startowej do 3000 kg.

Na prototypach prowadzono próby zespołów napędowych, silników i śmigieł (w tym laminatowych i metalowych), próby osiągnięć i własności lotnych oraz próby urządzeń rolniczych. W rezultacie w egzemplarzu o numerze fabrycznym 0500006 ze znakami SP-PBM zastosowano po raz pierwszy usterzenie wysokości osadzone na kadłubie, powiększone lotki i usterzenie pionowe. Ponadto zrezygnowano ze stosowania umieszczonej poza skrzydłem kłapy typu Junkers o stałym kącie zaklinowania.

We wrześniu 1976 r. oblatano dwa pierwsze samoloty seryjne z dolnym usterzeniem (ryc. 2), które następnie stały się wzorcami samolotów PZL-106A, a te z kolei punktem wyjścia dla wielu jego odmian.



Ryc. 2. Samolot PZL-106A z dolnym usterzeniem

W listopadzie 1978 r. oblatano samolot z prototypowym reduktorowym silnikiem PZL-3SR i śmigłem US-133000. Stał się on wzorcem dla samolotu PZL-106AR.

W latach następnych budowano seryjnie, zależnie od zamówień, zarówno samoloty PZL-106A, jak i PZL-106AR.

Obserwując potrzeby rynku związane z większą dostępnością paliwa na bazie nafty, Biuro Konstrukcyjne przystąpiło do zastosowania silnika turbośmigłowego na samolocie PZL-106. W tym celu na jednym z egzemplarzy PZL-106A zabudowano silnik turbośmigłowy PT6A-34AG o mocy 441 KW (600 KM). Samolot ten, nr fabryczny 26009 ze znakami SP-PTK został oblatany 22.06.81 r. Był to pierwszy samolot polskiej konstrukcji z napędem turbośmigłowym.

W tym samym roku oblatano jeszcze jedną, nietypową wersję Kruka. W celu lepszego przystosowania samolotu do

operacji w trudnych warunkach klimatu tropikalnego, na terenach górzystych i wyżynnych powstała odmiana PZL-106AS z silnikiem PZL-ASz-62IR o mocy 735 KW (1000 KM) i śmigłem PZL-AW-2-30.

W wyniku użytkowania samolotów przez klientów oraz zgromadzonych doświadczeń z prób w locie poszczególnych odmian, została opracowana nowa, znacznie zmodyfikowana wersja samolotu o oznaczeniu PZL-106B. Różniła się ona optycznie od poprzedników dzięki zastosowaniu krótszych zastrzałów skrzydła, innego profilu skrzydła, elektrycznie sterowanych klap i większych zbiorników paliwa. Pierwszy samolot PZL-106B, o numerze fabrycznym 61116, ze znakami SP-PKW oblatano 15 maja 1981 r. Posiadał on jeszcze bezreduktorowy silnik PZL-3S i wkrótce stał się punktem wyjścia dla zbudowanej w 1982 r. odmiany



Ryc. 3. Samolot PZL-106 BS



Ryc. 4. Samolot PZL-106BR nad polem bawełny w Zjednoczonych Emiratach Arabskich



Ryc. 5. PZL-106BT nad polami w Sudanie

z silnikiem PZL-Asz-62IR, oznaczonej PZL-106BS (ryc. 3) oraz zbudowanej w 1982 r. odmiany z silnikiem PZL-3SR, oznaczonej jako PZL-106BR (ryc. 4).

We wrześniu 1985 r. została oblatana również odmiana z napędem turbośmigłowym oznaczona PZL-106BT (ryc. 5, 6), wyposażona w silnik produkcji czechosłowackiej – Walter M-601D.

Próby i badania samolotu PZL-106 Kruk

Wszystkie próby samolotu z wyjątkiem badań tunelowych, które wykonywał Instytut Lotnictwa, były realizowane przez Wydział Badań i Prób WSK-Okęcie.

W tym czasie Wydział ten posiadał trzy Oddziały:

1. Oddział prób w locie,
2. Oddział prób statycznych i stoiskowych,
3. Oddział eksploatacji.

Pozycja Wydziału Badań i Prób ugruntowała się po wydaniu Rozporządzenia Ministra Komunikacji z dnia 29.09.1965 r. w sprawie sprawdzania zgodności sprzętu lotniczego, które wprowadziło możliwość przeprowadzania prób państwowych u producenta, a także prób fabryczno-państwowych na określonych zasadach. Działania te znacznie skracaly cykl doprowadzania produktów do stanu umożliwiającego uzyskanie tzw. Świadectwa Typu, kończącego proces badania wyrobu pod względem zgodności z przepisami dotyczącymi zgodności do lotu. Od tego momentu cały cykl prób odbywał



Ryc. 6. Montaż Turbo Kruka na hali produkcyjnej PZL WSK-Okęcie

się w WSK-Okęcie z udziałem nadzoru państwowego, sprawowanego przez Inspektorat Kontroli Cywilnych Statków Powietrznych (IKCSP).

Samolot PZL-106 w założeniu miał być zgodny z przepisami British Civil Aviation Regulation (BCAR). Część K, dotycząca samolotów lekkich, wprowadzona została stosownym rozporządzeniem jako polski przepis. Wszystkie badania i próby były prowadzone pod kątem spełniania warunków zawartych w tych przepisach. Trzeba tu zaznaczyć, że Polska, tak jak inne państwa zrzeszone w ICAO, z wyjątkiem USA i Wielkiej Brytanii, nie posiadała własnych przepisów budowy statków powietrznych. Posiadanie Świadectwa Typu gwarantującego zgodność z przepisami BCAR lub FAR było warunkiem koniecznym, aby taki statek powietrzny mógł uzyskać stosowne dokumenty umożliwiające eksploatację w innych krajach, a więc możliwość eksportu.

Próby statyczne, mające na celu potwierdzenie wytrzymałości obliczeniowej, zostały przeprowadzone przez Oddział Prób Statycznych i Stoiskowych. Również próby urządzeń agro zaprojektowanych dla tego samolotu były prowadzone przez ten Oddział.

Próby naziemne i w locie samolotu PZL-106 były realizowane przez Oddział prób w locie przez inżynierów i pilotów doświadczalnych. Rozpoczęły się już wiosną 1972 r. Opracowano wówczas „Program prób fabryczno-państwowych, naziemnych i w locie samolotu PZL-106”. Został on stworzony przez inżynierów prowadzących i pilotów doświadczalnych (wspólnie z biurem konstrukcyjnym) oraz uzgodniony z nadzorem państwowym (IKCSP). Z czasem do programu wprowadzone zostały poprawki związane z postępem prac i zmianami konstrukcyjnymi samolotu.

Próby naziemne z kołowaniem, manewrami na ziemi, pomiarem wielkości ciągu statycznego śmigła i próbami rozbiegu rozpoczęły się w połowie 1972 r., natomiast próby w locie w chwili oblotu pierwszego egzemplarza samolotu, tzn. 17 kwietnia 1973 r. Program prób w locie został tak skonstruowany, aby w trakcie jego realizacji poznać osiągi, własności lotne, zbadać wytrzymałość oraz uzyskać informacje mające na celu:

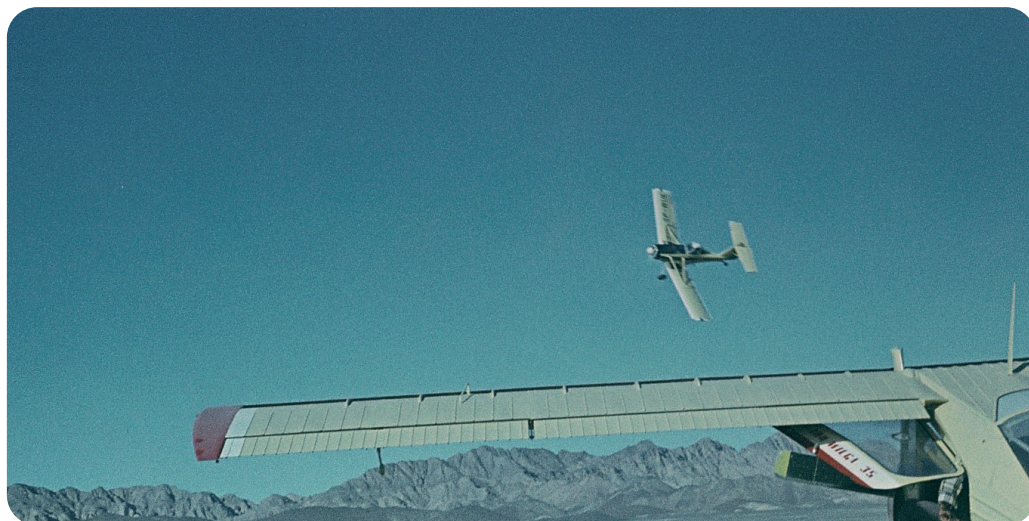
1. określenie zgodności konstrukcji z wymaganiami przepisów BCAR – część K,

2. określenie danych niezbędnych do umieszczenia w „Instrukcji użytkowania w locie” oraz „Instrukcji obsługi technicznej” – dokumentów niezbędnych do użytkowania samolotu,

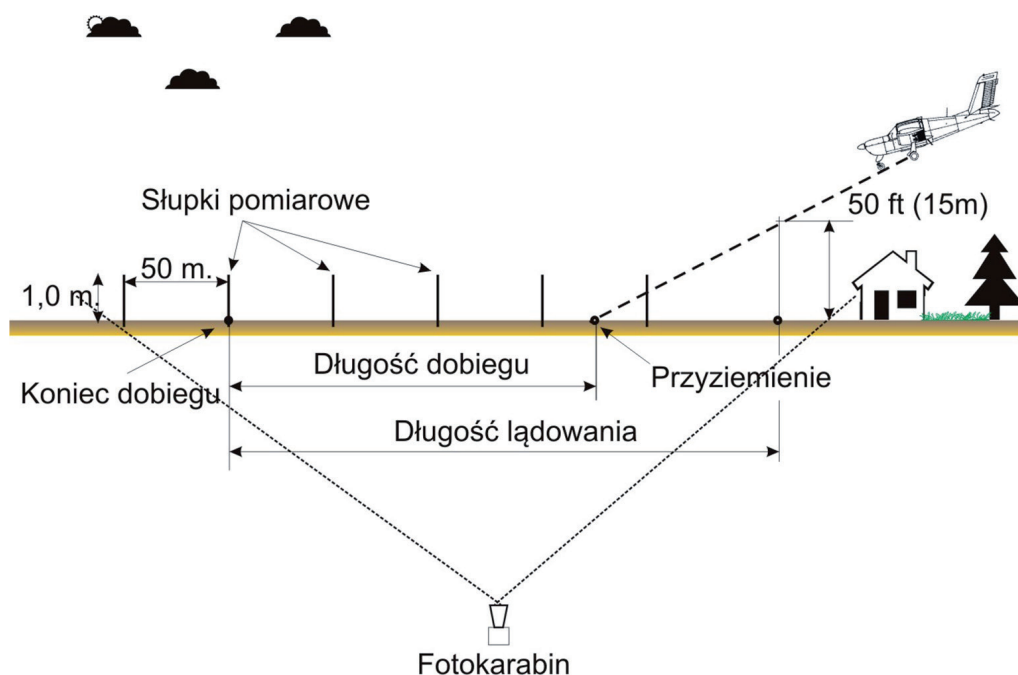
3. określenie prawidłowości pracy urządzeń agrolotniczych i ich charakterystyk agrotechnicznych.

Wszystkie loty próbne wykonywane zgodnie z zatwierdzonymi programami prób były przeprowadzane przez pilotów Działu Badań w Locie, posiadających uprawnienia pilotów doświadczalnych. Wyniki tych prób były opracowywane przez prowadzącego je inżyniera i dostarczane do Biura Konstrukcyjnego. Tam były analizowane i stanowiły podstawę do wprowadzania ewentualnych zmian konstrukcyjnych. Była to współpraca niepozbawiona wymiany, kontrowersyjnych czasem, poglądów, prowadziła jednak do wspólnego celu, jakim było wydanie Świadectwa Typu (Certyfikatu Typu). Dobrym przykładem jest tu sprawa samolotu PZL-106 z usterzeniem w kształcie litery T. W trakcie lotów próbnych okazało się, że na dużych kątach natarcia usterzenie to wykonuje dosyć duże wahania w płaszczyźnie prostopadłej do kierunku lotu. Zarówno inżynier prowadzący, jak i piloci wykonujący loty zgłosili do Biura Konstrukcyjnego problem, jako zagrażający bezpieczeństwu. Wywiązała się gwałtowna dyskusja, w której Biuro stwierdziło, że wahania, nawet jeśli są, nie są na tyle duże, aby stwarzać sytuacje niebezpieczne. Pojawiła się nawet sugestia, że piloci i inżynierowie boją się latać. W tej sytuacji zaproponowano pokaz w locie. Samolot PZL-106 prowadzony przez pilota doświadczalnego był obserwowany z drugiego samolotu PZL-104 Wilga, kierowanego przez drugiego pilota (autora niniejszego artykułu) i trzech głównych przedstawicieli Biura w roli pasażerów (w tym głównego konstruktora inż. A. Frydrychewicza). W trakcie lotu w szyku zaprezentowano, jak wygląda taka „zabawa”, a wyglądała groźnie. Jeszcze w locie padło polecenie natychmiastowego przerwania próby, co zakończyło dyskusję na ten temat. Był to zresztą jeden z powodów decyzji o zmianie położenia usterzenia poziomego.

Na samolocie PZL-106 przeprowadzono komplet lotów próbnych przewidzianych programem prób w klimacie umiarkowanym. Ponieważ samolot miał być również eksploatowany w klimacie tropikalnym, postanowiono przeprowadzić niezbędne próby także w tym klimacie, by uzyskać



Ryc. 7. PZL-106 Kruk w trakcie lotów próbnych w Barramiya na Pustyni Arabskiej



Ryc. 8. Schemat metody pomiaru długości startu i lądowania stosowanej w programie prób lotnych samolotu PZL-106 Kruk

informację na temat wpływu warunków atmosferycznych (w tym temperatury, wilgotności i zapylenia powietrza) na osiągi i własności lotne, a także na specyfikę eksploatacji w warunkach tropikalnych [2].

W tym celu jeden z pierwszych prototypów PZL-106 został przebazowany w październiku 1976 r. do Zjednoczonych Emiratów Arabskich, do miejscowości Benha, położonej 50 km na północ od Kairu, gdzie Zakład Usług Agrolotniczych WSK-Okęcie miał stałą bazę. W okresie jesiennym panują tam zbyt niskie temperatury ($<25^{\circ}\text{C}$), zatem samolot przebazowano na południe kraju, do Luxoru, a następnie na lądowisko Barramiya na dnie wyschniętego jeziora na Pustyni Arabskiej, w połowie drogi pomiędzy Nilem a Morzem Czerwonym (ryc. 7). Tam załoga, czyli piloci: J. Wojnar i Z. Mazan (który był jednocześnie prowadzącym próby), wykonała szereg lotów próbnych, w których skupiono się na pomiarze osiągnięć (w tym długości startu i lądowania). Niestety, musiano przerwać te próby ze względu na pęknięcie śrub mocujących śmigło. Ta usterka wymagała wyjaśnienia przez specjalistów od zespołu napędowego. Samolot został wycofany do kraju. Niemniej jednak wykonane loty pokazały wpływ klimatu na osiągi rzędu 5 %.

Ponieważ zapadła decyzja o przeniesieniu usterzenia poziomego osadzonego na kadłubie i oznaczeniu tej wersji jako PZL-106A, na takim samolocie powtórzono próby w klimacie tropikalnym w miesiącach lipiec–sierpień 1977 r. Prowadzili je piloci Jerzy Jędrzejewski i Zygmunt Mazan – drugi z wymienionych pełnił jednocześnie obowiązki inżyniera prowadzącego.

Aparatura kontrolno-pomiarowa

Próby w locie samolotu PZL-106 Kruk były prowadzone w latach 1973–1985. W tym czasie Zakład nie posiadał specjalistycznych metod rejestracji danych pomiarowych. Stosowano stosunkowo proste, aczkolwiek dokładne

i skuteczne metody i urządzenia pomiarowe. Samolot PZL-106 Kruk był jednoosobowym samolotem, więc wszystkie czynności musiał wykonywać pilot doświadczalny. Wprawdzie samolot posiadał miejsce do przewożenia mechanika (z tyłu za pilotem), ale nie było możliwości wykorzystania go dla drugiego pilota czy inżyniera prób w locie. Miejsce to było natomiast wykorzystywane do montażu dodatkowej aparatury pomiarowej, np. rejestratorów drgań.

Pomiary osiągnięć samolotu

Były one wykonywane przez pilota przy pomocy odpowiednio wyskalowanego wysokościomierza i stopera. Ważnym elementem była tu spokojna atmosfera. Dlatego loty te wykonywane były bardzo rano lub późnym wieczorem.

Pomiary startów i lądowań

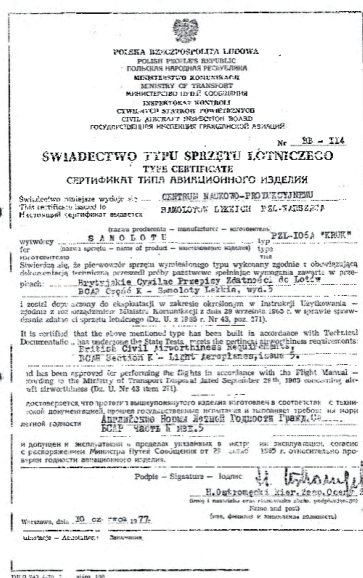
Długość startu i lądowania wyznaczano metodą fotograficzną, filmując profil lotu z użyciem fotokarabinu z samolotu MiG-15. Następnie odtwarzano film i metodą interpolacji określano położenie samolotu w przestrzeni (wysokość i odległość), posługując się numerowanymi słupkami, ustawionymi w odległości 50 m. Metoda dawała zaskakująco dobre i powtarzalne wyniki. Na rycinie 8 zamieszczono schemat pomiaru metodą fotograficzną.

Pomiary stateczności statycznej i dynamicznej

Pomiary stateczności lotu były wykonywane przy pomocy drążków i pedałów dynamometrycznych z zapisem na taśmie (stateczność statyczna) oraz stopera i zapisu prędkości kątowej (stateczność dynamiczna).

Wyznaczanie obwiedni krzywej wyrwania

Pomiary na rzecz wyznaczania krzywej wyrwania realizowano przy pomocy prędkościomierza, wskaźnika obciążenia zamontowanego na tablicy przyrządów oraz rejestratora drgań z zapisem na taśmie.



Ryc. 9. Świadectwo Typu Sprzętu Lotniczego dla PZL-106 A

Podsumowanie

Po zakończeniu prób fabryczno-państwowych i po analizie wyników umieszczonych w sprawozdaniu Ministerstwo Komunikacji, poprzez bezpośredni nadzór Inspektoratu Kontroli Cywilnych Statków Powietrznych, wydało Świadectwo Typu Nr BB-114 z dnia 10 czerwca 1977 r. dla samolotu PZL-106A (ryc. 9). Świadectwo Typu było następnie rozszerzane na kolejne wersje samolotu, poprzez dołączanie stosownych arkuszy danych.



Ryc. 10. Kruki w bazie Benha w Zjednoczonych Emiratach Arabskich



Ryc. 11. Samolot PZL-106AS nad piramidami w Egipcie w drodze do Sudanu



Ryc. 12. Turbo Kruki nad Sudanem w trakcie przebazowania



Ryc. 13. Turbo Kruk w trakcie przebazowania nad Pustynią Arabską

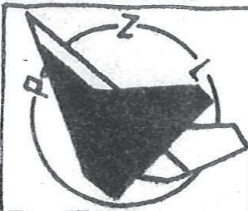
Świadectwo Typu jest kluczowym dokumentem stwierdzającym, że samolot spełnia wymagania Aneksu 8 ICAO oraz mają w nim zastosowanie obowiązujące w Polsce przepisy budowy statków powietrznych. Dokument umożliwia również, po spełnieniu określonych warunków, występowanie do nadzorów lotniczych innych państw z wnioskiem o wydanie Certyfikatu Typu właściwego dla danego kraju. Dopiero po uzyskaniu takiego dokumentu możliwy jest eksport i użytkowanie samolotu na terenie danego kraju.

Do roku 2000 wyprodukowano 263 samolotów PZL-106 w różnych wersjach, z czego 132 wyeksportowano do NRD, Argentyny, Brazylii, Czechosłowacji i na Węgry. Pozostałe świadczyły usługi w Zakładzie Usług Agrolotniczych w kraju i na akcjach zagranicznych – w Egipcie, Sudanie, Libii [3].

Dzięki możliwości przewożenia paliwa w zbiorniku na chemikalia samoloty PZL-106 były przygotowane do długich przelotów. Wielokrotnie przebazowywane były do Zjednoczonych Emiratów Arabskich i Sudanu przez Morze Śródziemne i Pustynię Arabską.

Bibliografia:

- [1] Gudel, R. i in. (1988). *Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego „PZL - Warszawa-Okęcie”*. Warszawa: Wydawnictwa Przemysłu Lotniczego.
- [2] Mazan, Z. (1978). *Program prób fabrycznych samolotu PZL-106 Kruk A z klapami skrzydłowymi*. Opracowanie Nr P-106/WB-1/10. Warszawa: Centrum Naukowo-Produkcyjne Samolotów Lekkich Warszawa-Okęcie, Zakład Doświadczalny Samolotów Lekkich i Napędów, Oddział Badań w Locie.
- [3] Rowiński, R.S. (2003). *Polskie agrolotnictwo*. Olsztyn: Wydawnictwo Uniwersytetu Warmińsko-Mazurskiego.



**CENTRUM NAUKOWO PRODUKCYJNE
SAMOLOTÓW LEKKICH
„PZL WARSZAWA”**

**ZAKŁAD DOŚWIADCZALNY
SAMOLOTÓW LEKKICH I NAPĘDÓW
ODDZIAŁ BADAŃ W LOCIE**

OPRACOWANIE NR. P-106/WB-1/10

**PROGRAM PRÓB FABRYCZNYCH SAMOŁOTU PZL-106 A
Z KLAPAMI SKRZYDŁOWYMI**

Opracował:
[Signature]
mgr inż. Z. Meżan

Kierownik Oddziału
Prób w locie
[Signature]
mgr inż. J. Jędrzejewski

Kierownik Wydziału
Badań i Prób
[Signature]
mgr inż. L. Kerst

Kierownik TZK
[Signature]
mgr inż. A. Frydrychewicz

Dyrektor Z.D.
[Signature]
inż. J. Nowecki

Z a t w i e r d z a m :

Główny Inżynier Centrum
[Signature]
inż. J. Milczarek

Warszawa

Egz. Nr

dn. maj 1978 r

P-106/WB-1/10.

2.

1. PRZEDMIOT PRÓB

Przedmiotem niniejszych prób jest samolot PZL-106A wyposażony w przestawialne kłapy skrzydłowe.

2. CEL PRÓB.

Celem niniejszych prób jest:

- 2.1. Ocena wpływu kłap skrzydłowych na osiągi i własności lotne.
- 2.2. Optymalizacja położenia kłapy do przelotu.

3. PODSTAWA OPRACOWANIA PROGRAMU.

- 3.1. Karta Służbowa Nr TZK/40102/449/78 w dniu 15.03.1978 r.
- 3.2. Plan Pracy Wydziału TZWB.

4. ZAKRES PRÓB I KOLEJNOŚĆ PRÓB

4.1. Zakres prób.

- 4.1.1. Próby funkcjonalne na ziemi
- 4.1.2. Ocena jakościowa wpływu kłap niewy-
chylonych na zachowanie się
samolotu w locie
- 4.1.3. Ocena jakościowa wpływu kłap
wychylonych w położeniu startowego
na zachowanie się samolotu
w czasie rozbiegu i w locie
- 4.1.4. Ocena jakościowa wpływu kłap wy-
chylonych w położeniu do lądowania,
na zachowanie się samolotu w locie
i przy lądowaniu
- 4.1.5. Pomiar długości startu i prędkości
wznoszenia, optymalizacja kąta wychy-
lenia kłap
- 4.1.6. Pomiar długości lądowania

	Ilość	
	lotów	godzin
4.1.1.	-	-
4.1.2.	1	1 ^h 00'
4.1.3.	3	3 ^h 00'
4.1.4.	3	3 ^h 00'
4.1.5.	25	12 ^h 00'
4.1.6.	10	1 ^h 00'

	P-106/WB-1/10.	3.				
<p>4.1.7. Optymalizacja położenia klapy do przelotu</p>	<p style="text-align: right;"><i>Razem</i></p>	<table border="1" style="margin-left: auto; margin-right: auto;"> <tr> <td style="padding: 5px;">10</td> <td style="padding: 5px;">8^h00'</td> </tr> <tr> <td style="padding: 5px;">52</td> <td style="padding: 5px;">28^h00'</td> </tr> </table>	10	8 ^h 00'	52	28 ^h 00'
10	8 ^h 00'					
52	28 ^h 00'					
<p>4.2. Kolejność realizacji.</p> <p>Próby powinny być prowadzone w kolejności podanej w p. 4.1.1. - 4.1.7. w tym, że prowadzący próby w porozumieniu z konstruktorem może zmienić kolejność i zakres prób w przypadkach uzasadnionych technicznie.</p>						

MPM-PZL-CNPSL F-6/K

PWH 6561/S/Bz ZGT Oddz. Nakł. 1286-77 6500 kalk

5. PROGRAM SZCZEGÓŁOWY

Lp.	Nazwa próby	Treść próby	Ilość		Uwagi
			lotów	godz.	
5.1.	Próby funkcjonalne na ziemi	<ul style="list-style-type: none"> - Sprawdzić zawieszenie kłepy oraz możliwość jej ustawienia na różne kąty. - Wykonać kołowania i rozbieg przy różnym ustawieniu kłepy. - Ocenić zachowanie się samolotu w trakcie kołowań i rozbiegów dla różnych ustawień kłepy 	-	-	
5.2.	Próby w locie.				$Q = Q_{min}$
5.2.1.	Ocena jakościowa wpływu kłep niewychylonych na zachowanie się samolotu w locie	Ocenić jakościowo wpływ kłep niewychylonych na stateczność, sterowność oraz osiągi samolotu	1	1 ^{h00}	
5.2.2.	Ocena jakościowa wpływu kłep wychylonych do położenia startowego na zachowanie się samolotu w czasie rozbiegu, startu i w locie ze zwróceniem uwagi na wpływ kłep na stateczność, sterowność oraz osiągi samolotu	Ocenić jakościowo wpływ kłep wychylonych do położenia startowego na zachowanie się samolotu w czasie rozbiegu, startu i w locie ze zwróceniem uwagi na wpływ kłep na stateczność, sterowność oraz osiągi samolotu	3	3 ^{h00}	$Q = Q_{min}$ $Q_c = Q_{max}$

P-106/WB-1/10.

4.

P-106/WB-1/10

5.

Lp.	Nazwa próby	Treść próby	Ilość		Uwagi
			lotów	godz.	
5.2.3	Ocena jakościowa wpływu kłep wychylonych do położenia na stateczność, sterowność, osiągi oraz zachowanie się samolotu przy lądowaniu	Ocenić jakościowo wpływ kłep wychylonych do położenia do lądowania na stateczność, sterowność, osiągi oraz zachowanie się samolotu przy lądowaniu	3	3 ^h 00'	$Q_c = Q_{min}$ $Q_c = Q_{max}$
5.2.4	Pomiary długości startu i prędkości wznoszenia dla różnych kątów wychylenia kłep	Pomierzyć długości startu i prędkości wznoszenia na $H_{gr} = 1000$ m STD dla min. 5 położenia kłep, 1/4 max., 1/2 max., 3/4 max i max./.	25	12 ^h 00'	$Q_c = Q_{max}$
5.2.5	Pomiary długości lądowania	Pomierzyć długości lądowania dla kłep wychylonych do położenia do lądowania oraz kłep nie wychylonych	10	1 ^h 00'	$Q_c = Q_{max}$
5.2.6	Optymalizacja położenia kłep do przebiegu lotu	Wykonać charakterystykę śmigłową na $H = 1000$ STD dla min. 5-ciu położenia kłep /bez kłep, 1/4 max., 1/2 max., 3/4 max., i max/	10	8 ^h 00'	
		Rozem.	52	28 ^h 00'	

P-106/WB-1/10.

6.

6. REALIZACJA PRÓB

- 6.1. Próby realizowane będą zgodnie z niniejszym programem w ramach aktualnych ograniczeń.
- 6.2. W zasadzie program powinien być realizowany zgodnie z kolejnością punktów z tym, iż prowadzący próby w uzgodnieniu z konstruktorem może zmienić kolejność poszczególnych punktów programu, jeśli zmiana ta będzie technicznie uzasadniona i niezbędna.
- 6.3. Prowadzący wraz z konstruktorem mogą rozszerzyć program prób gdy zajdzie konieczność bardziej szczegółowego zbadania jakiegoś problemu.

7. ORGANIZACJA I ZABEZPIECZENIE PROB.

- 7.1. Program prób zostanie w pełni zrealizowany przez wydział TZWB.
- 7.2. Naprawy, remonty oraz zmiany konstrukcyjne zabezpieczy TZW-3.

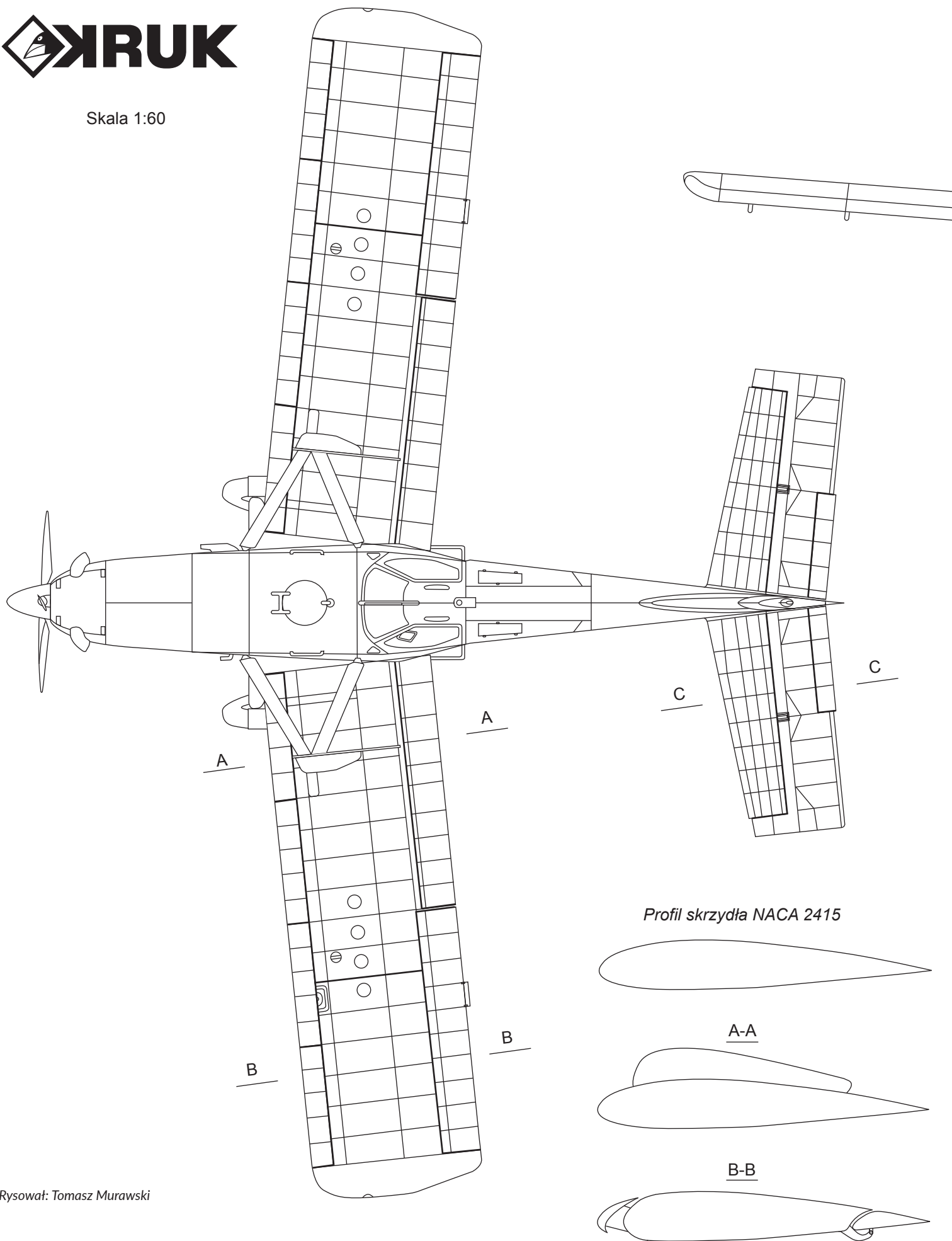
8. DOKUMENTACJA I SPRAWOZDAWCZOŚĆ

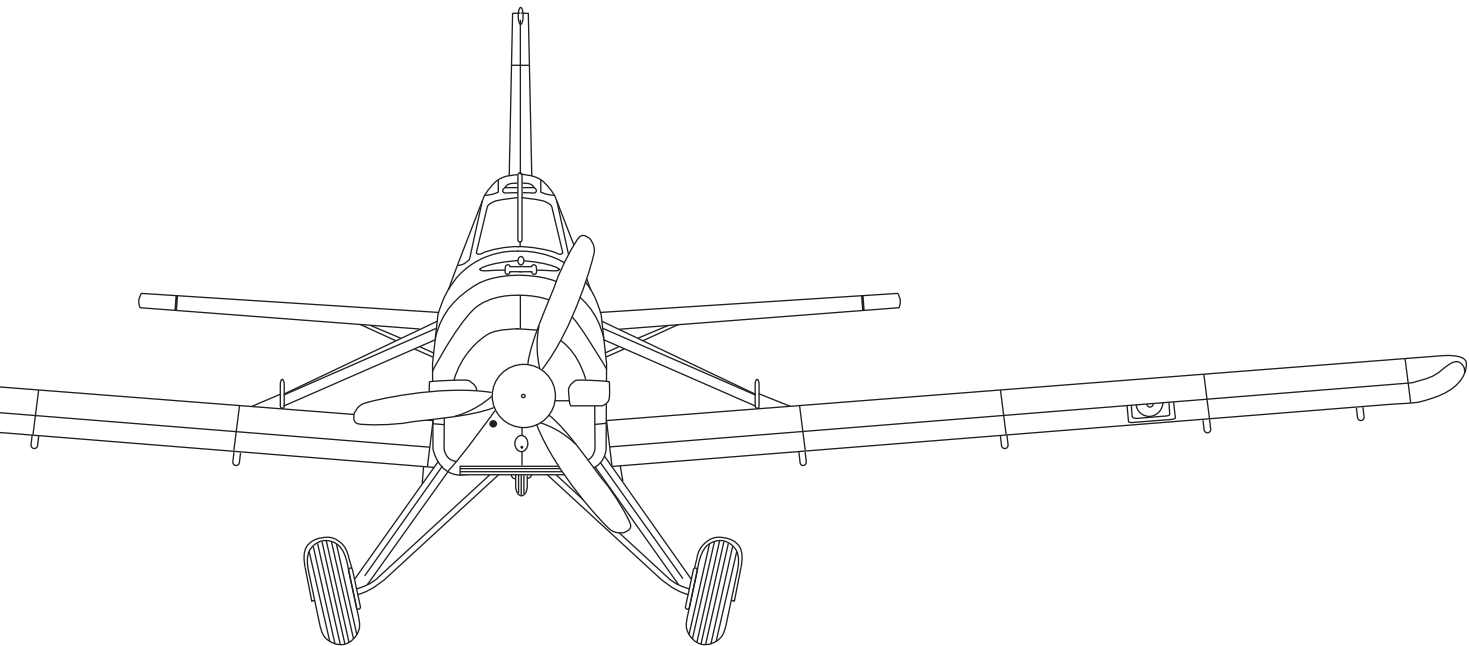
- 8.1. W trakcie prób prowadzony będzie "Dziennik Prób" w którym prowadzona będzie "historia" przebiegu prób z decyzjami konstruktora dotyczącymi wprowadzenia ograniczeń ich usuwania, zmian w realizacji itp.
- 8.2. Sprawozdanie z prób objętych niniejszym programem wykona Oddział Prób w Locie TZWB na podstawie wyników z prób prowadzonych w TZWB.
- 8.3. W przypadku konieczności znacznego rozszerzenia jakiegoś fragmentu prób poza zakres objęty programem zostanie sporządzony aneks do powyższego programu.

PZL-106 BT Turbo Kruk

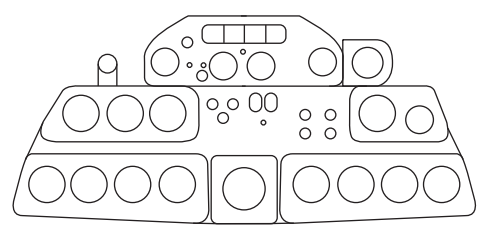


Skala 1:60

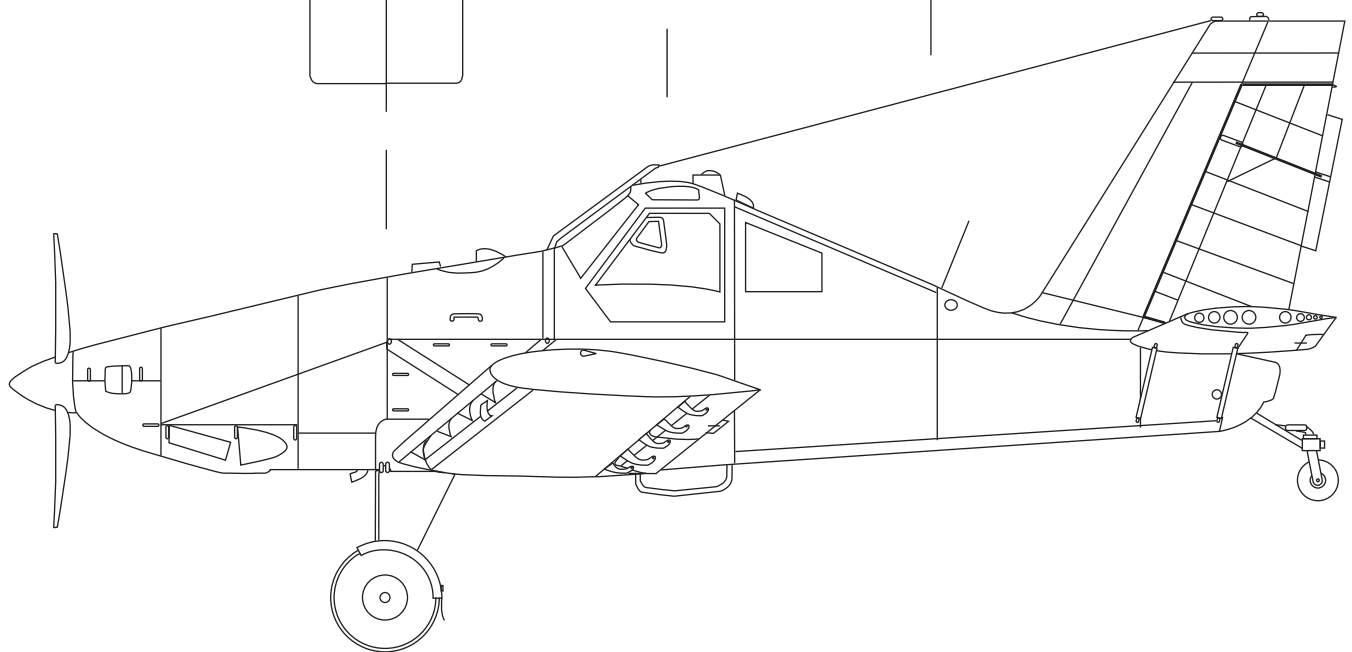
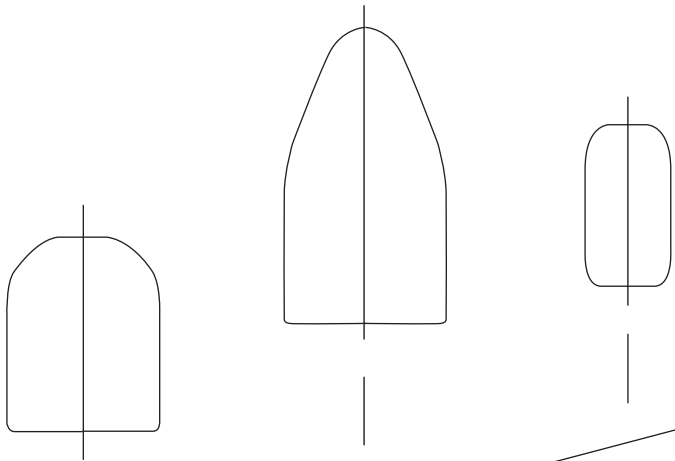
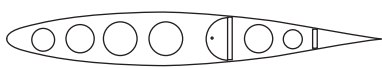




Tablica przyrządów



C-C





PZL-106 Kruk BR

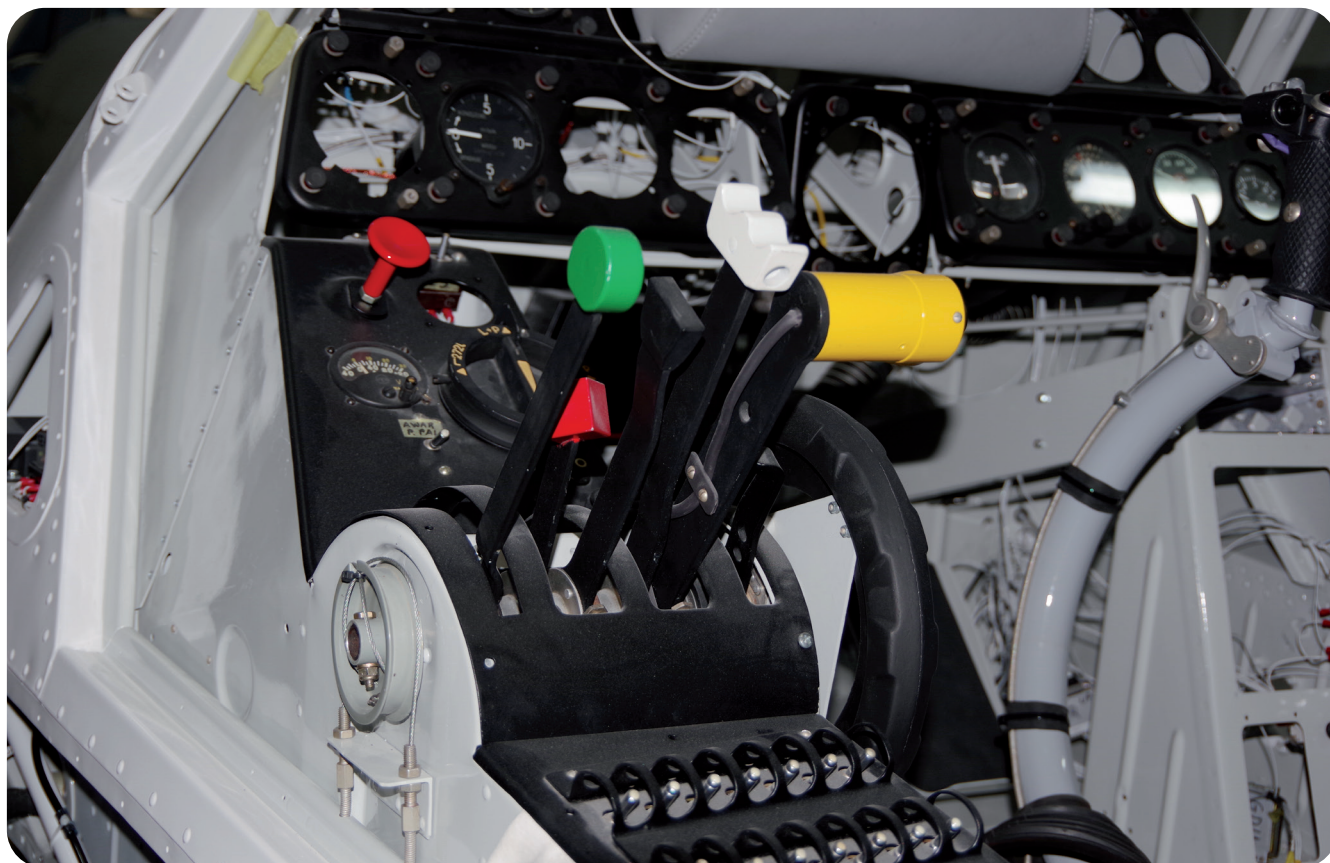
Fot. Jarosław Pytko

Przedstawiamy fotografie projektu odbudowy samolotu rolniczego PZL-106 Kruk BR. Samolot powstaje w Świdniku, w zakładzie pana Henryka Wickiego, który jest głównym wykonawcą i kierownikiem prac rekonstrukcyjnych. Kruk ze Świdnika będzie odbudowany w całości z oryginalnych części i podzespołów. Dotychczas odbudowano szkielet

kadłuba z większością wyposażenia pokładowego oraz wyposażenia kabiny. Zapraszamy do obejrzenia fotogalerii, życzymy panu Henrykowi powodzenia w realizacji tego przedsięwzięcia, a także czekamy na kolejne projekty odbudowy polskich samolotów.



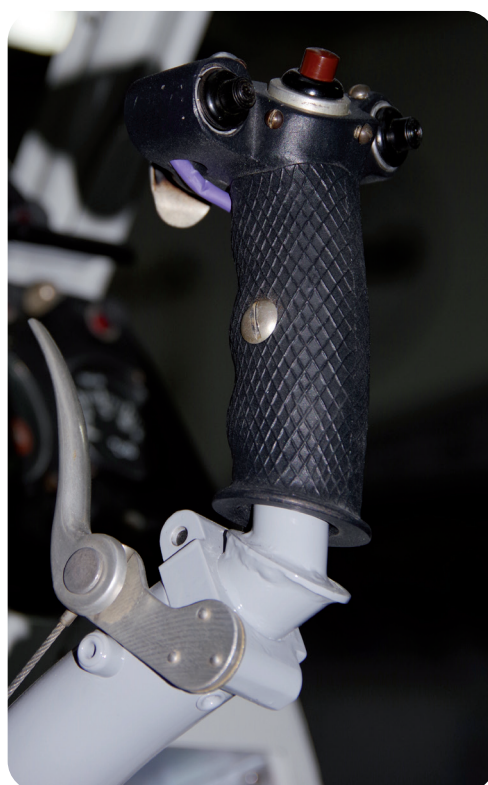
Wnętrze kabiny pilota



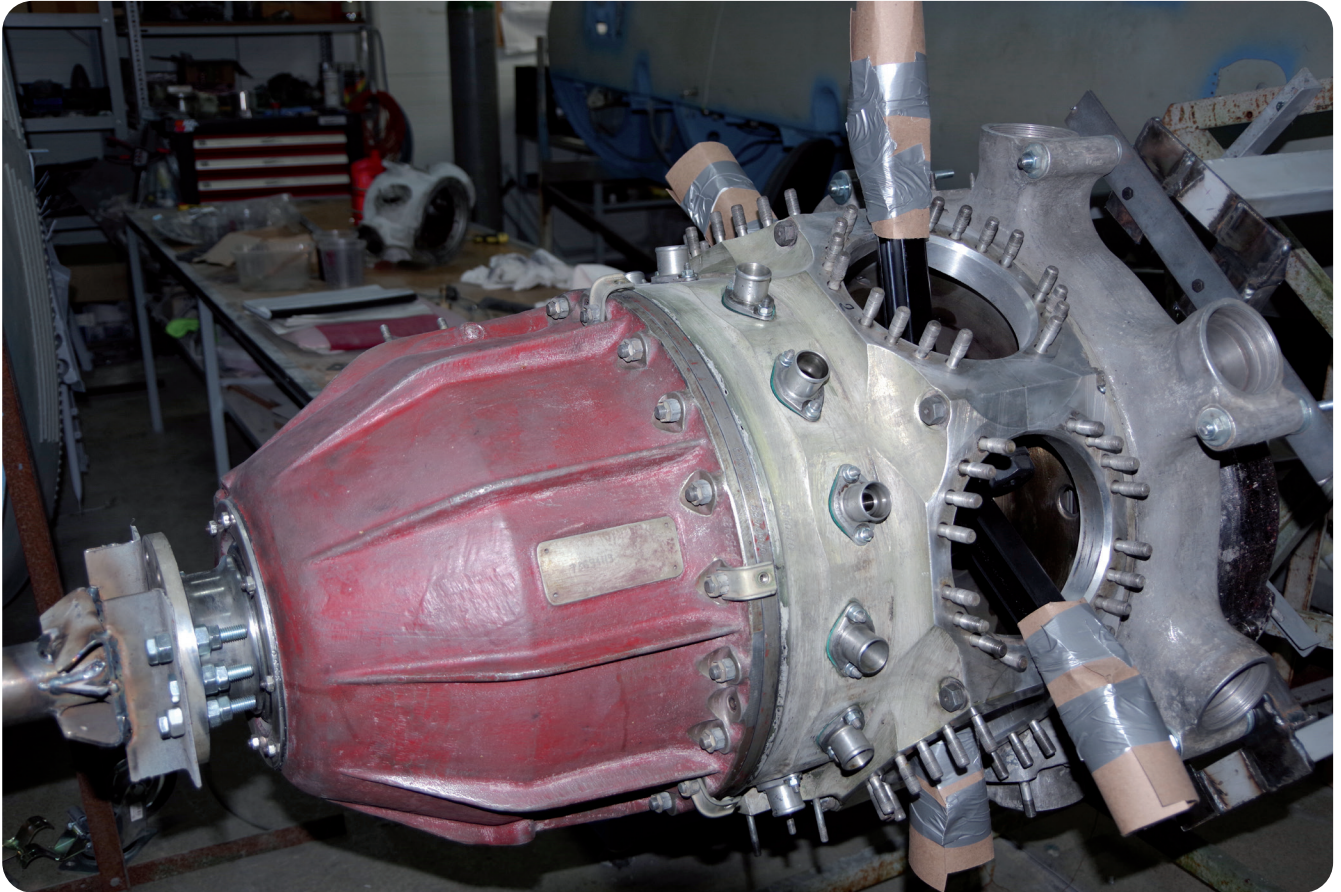
Dźwignie sterowania układu napędowego



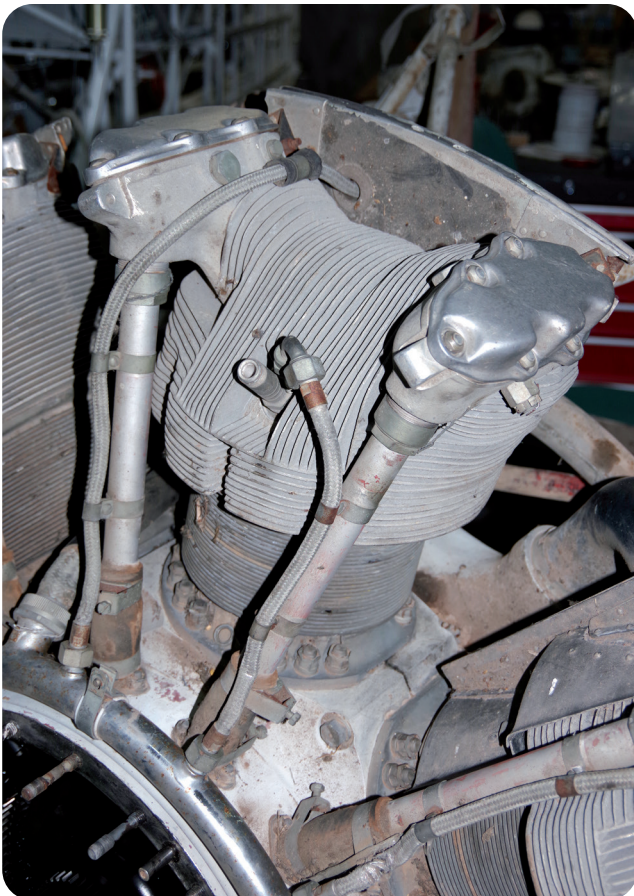
Przełącznik zaworu paliwowego



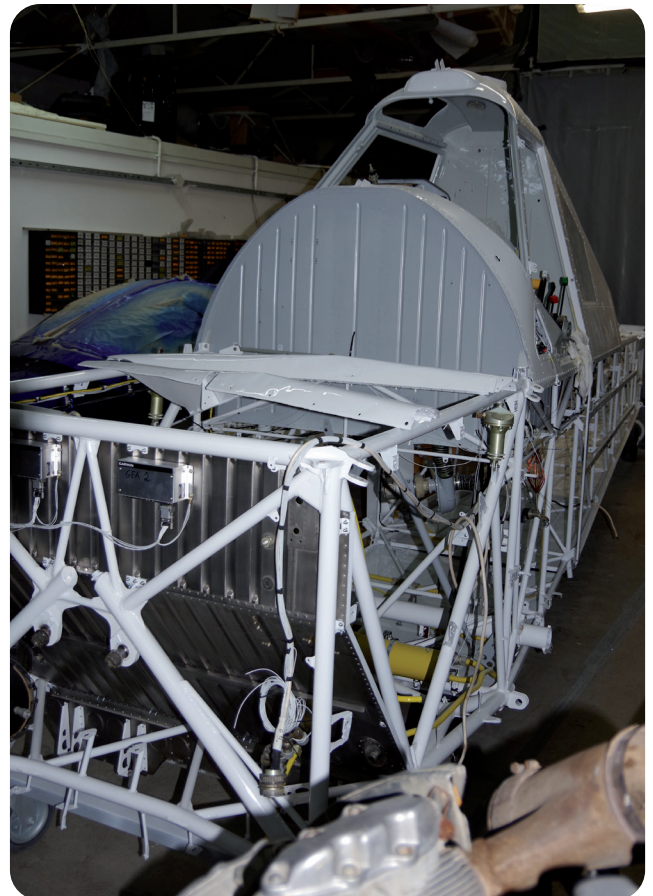
Rękojeść drążka sterowego



Karter silnika



Cylinder silnika przed renowacją



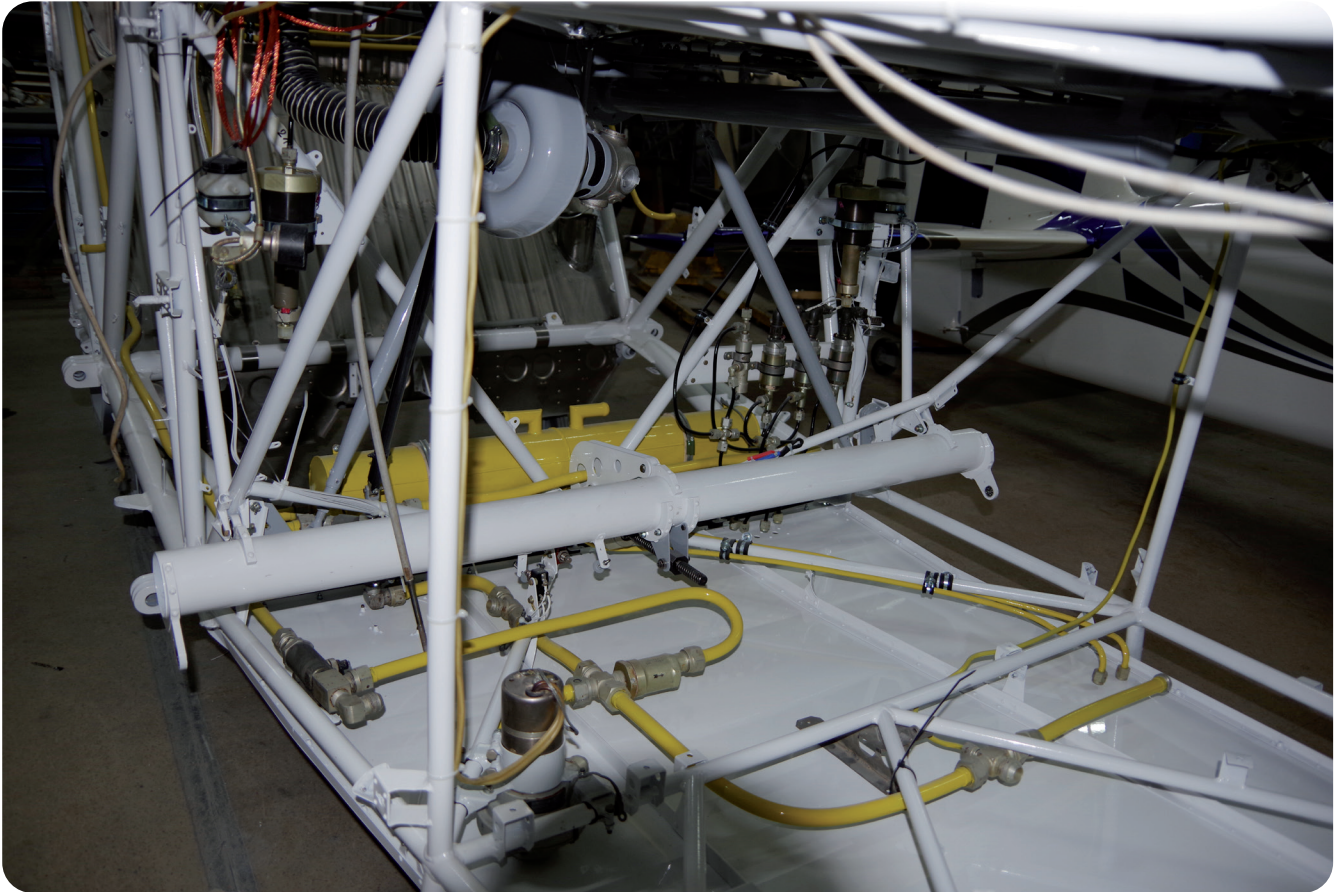
Widok na szkielet kadłuba



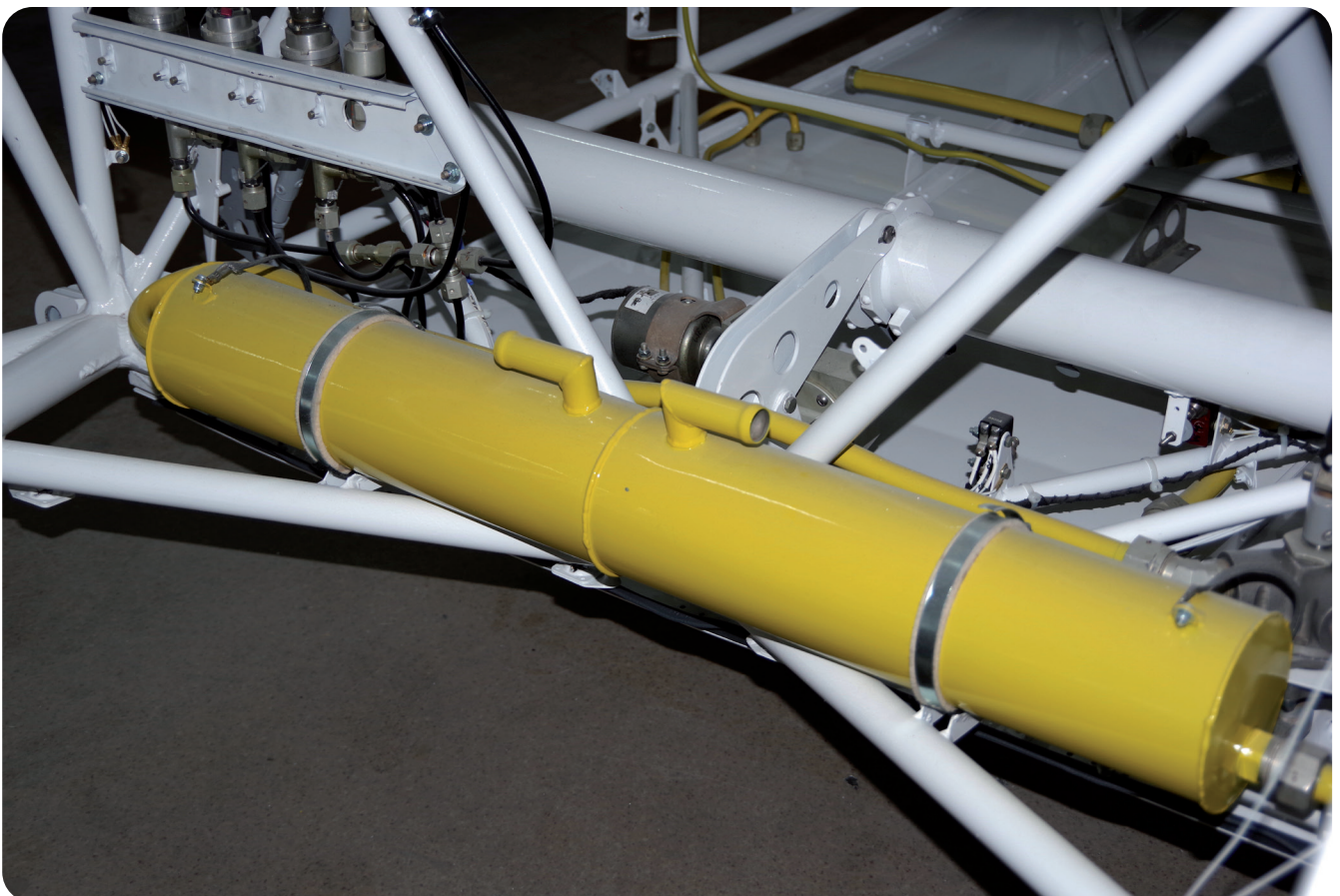
Tylna część kadłuba



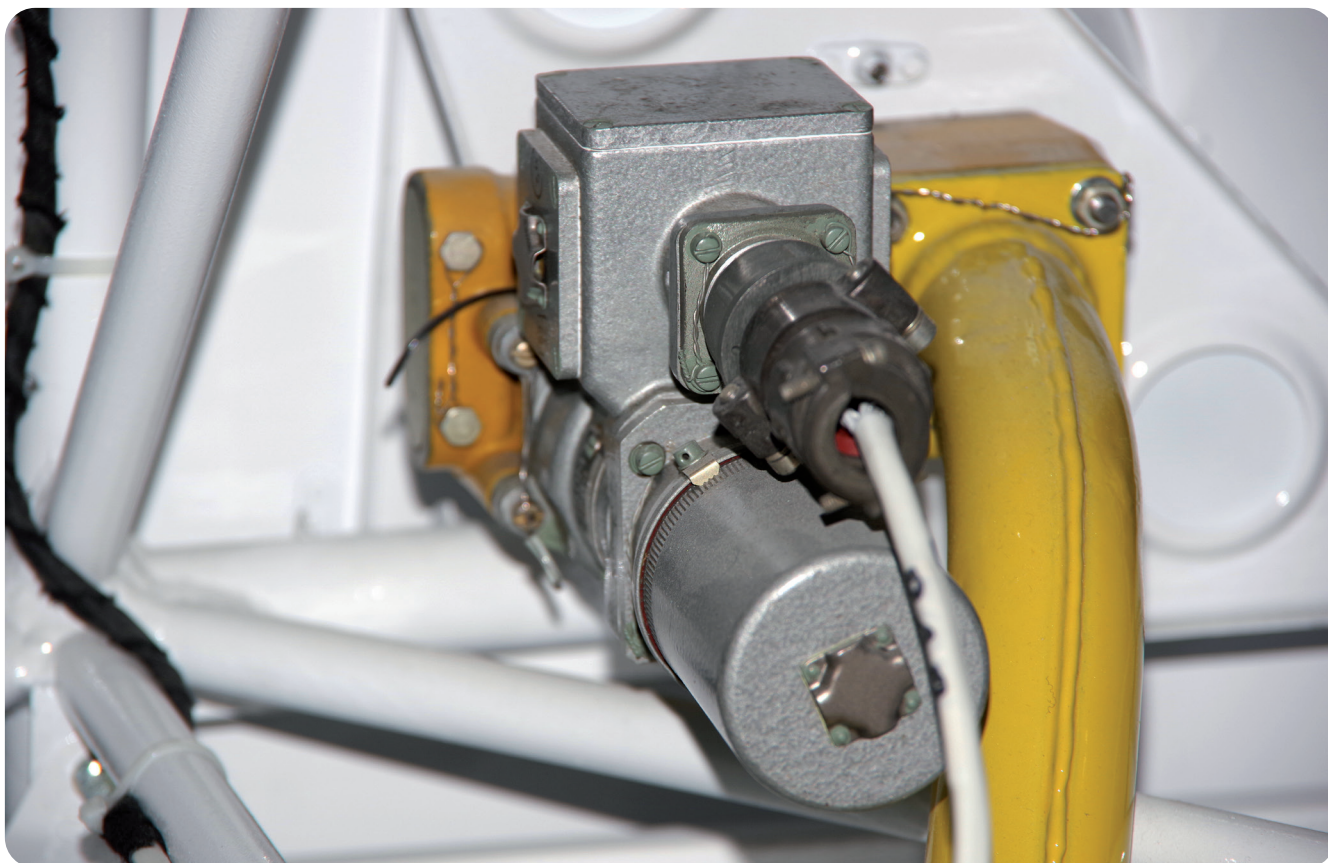
Szczegóły kratownicy kadłuba



Wnętrze dolnej części kadłuba



Paliwowy zbiornik wyrównawczy w kadłubie



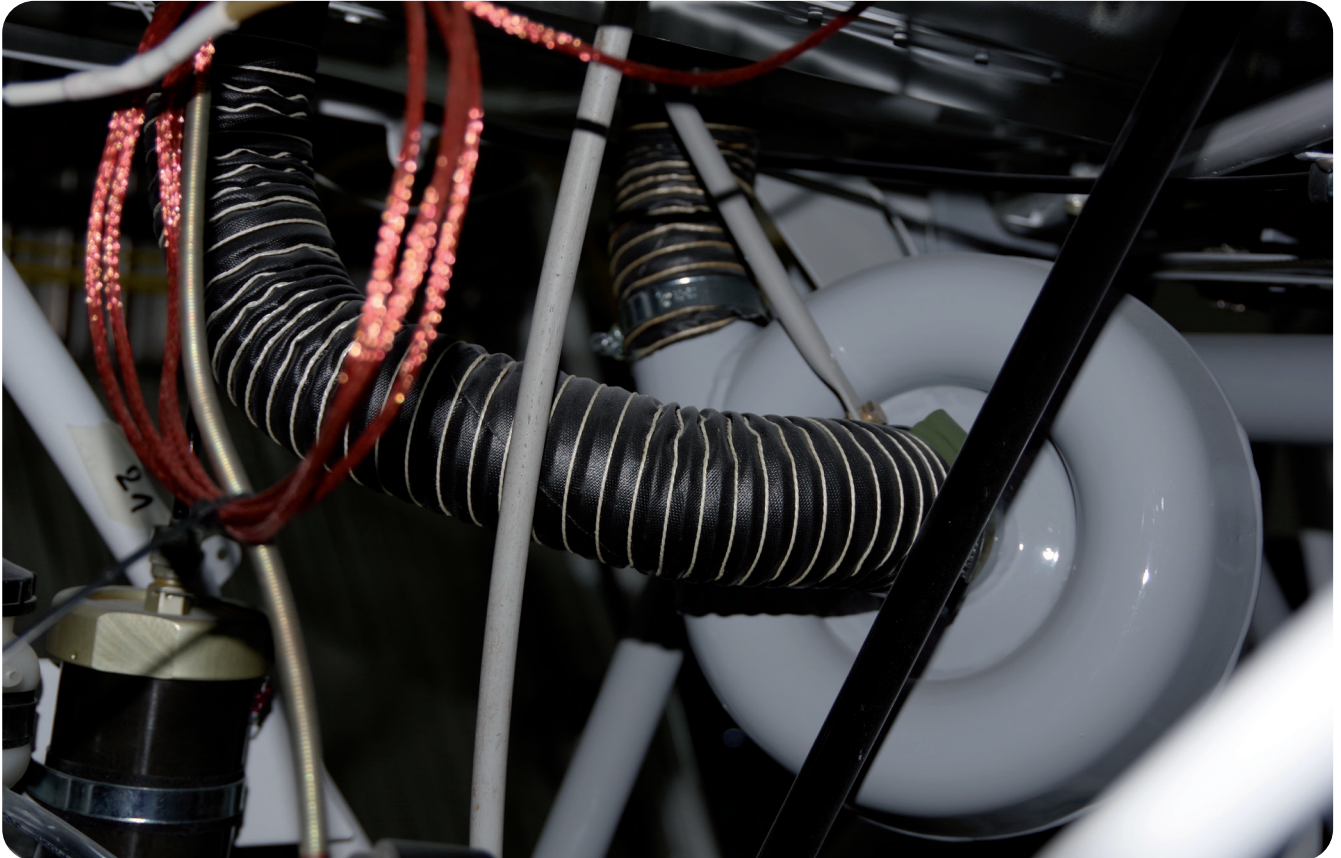
Zawór układu oddolnego tankowania



Elektryczna pompa paliwa oddolnego tankowania



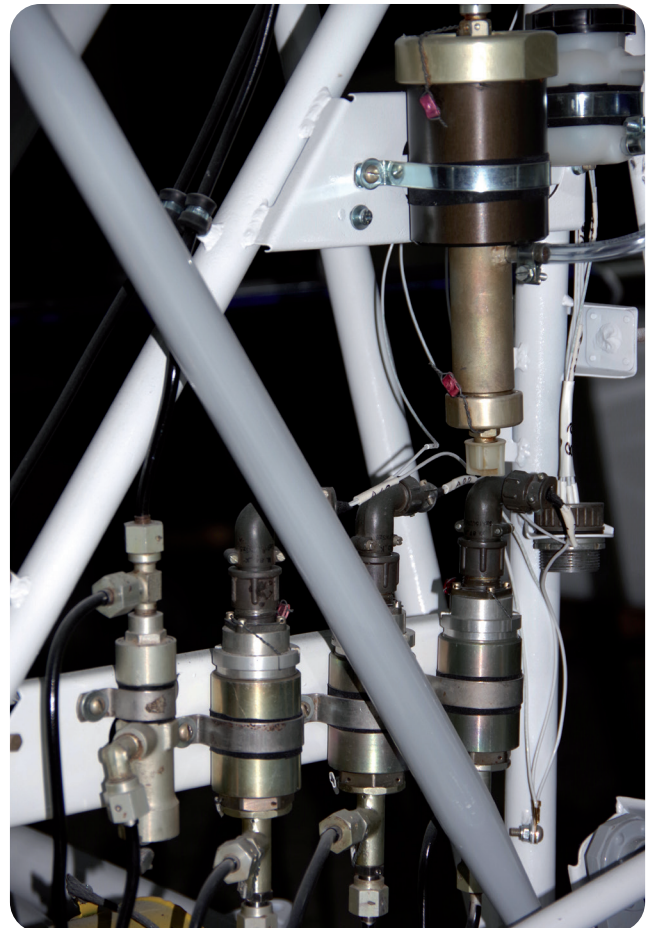
Elementy instalacji paliwowej



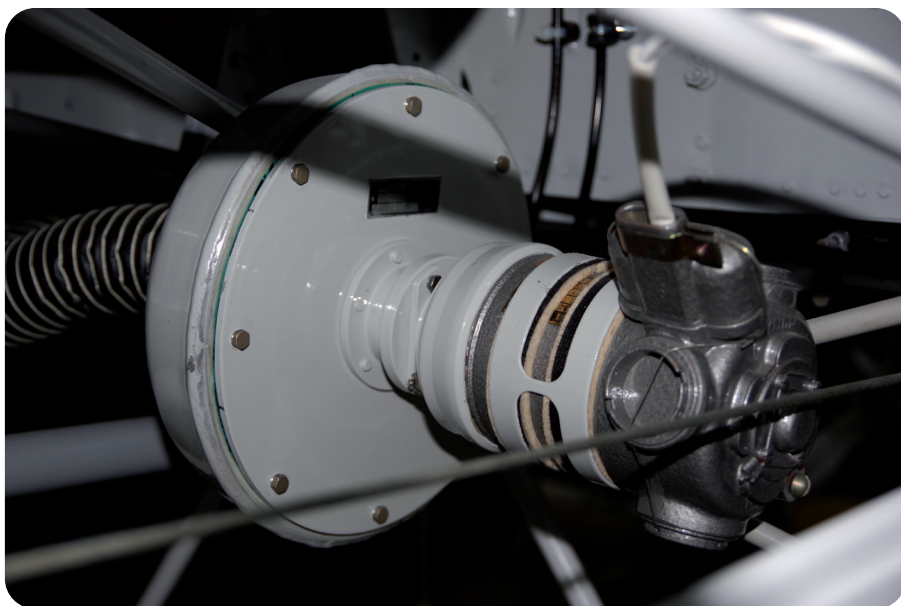
Elementy układu pneumatyczno-hydraulicznego zasilania hamulców



Waga masy środków chemicznych



Zawory sterujące aparatury agro



Zawór pneumatyczno-hydrauliczny



Układ napędu klap skrzydłowych



Budowniczy samolotu,
Henryk Wicki

XXXV Kongres OSTIV – Organisation Scientifique et Technique Internationale du Vol à Voile

Jarosław Pytka
Politechnika Lubelska

W dniach 19–23 lipca 2021 r. odbył się XXXV Kongres OSTIV (Organisation Scientifique et Technique Internationale du Vol à Voile). Z powodu sytuacji epidemicznej wydarzenie zorganizowano i przeprowadzono w trybie zdalnym. Ponadto – inaczej niż zwykle – Kongres nie odbył się równoległe z mistrzostwami świata w szybownictwie. Niniejsze omówienie zawiera, przetłumaczone z języka angielskiego przez autora artykułu, fragmenty streszczeń wybranych referatów, zamieszczonych w pełnej wersji w pracy XXXV OSTIV Congress – Congress Proceedings pod redakcją Rolfa Radespiela i Tilla Lindnera. Wykorzystane w tekście ilustracje także pochodzą z wymienionego wyżej opracowania i zostały przedrukowane za zgodą autorów. W tym miejscu należy również polecić stronę internetową OSTIV (<https://journals.sfu.ca/ts/index.php/ts/index>), gdzie (poza wspomnianym opracowaniem) znajdują się też inne materiały naukowe i branżowe, m.in. „Technical Soaring” – czasopismo naukowe poświęcone tematyce techniki szybowcowej i szybownictwa.

W pierwszej części artykułu zostaną przedstawione wybrane referaty dotyczące aerodynamiki, dynamiki struktury szybowca oraz bezpieczeństwa biernego i czynnego.

Aerodynamika

Wyznaczanie widm turbulencji atmosferycznych podczas przelotu szybowca było tematem prezentacji Michaela Greinera i Wernera Würza z Uniwersytetu Technicznego w Sztutgarcie [9]. Pęcherzyki separacji laminarnej (ang. *laminar separation bubbles*, LSB) odgrywają ważną rolę w projektowaniu profili o naturalnym przepływie laminarnym (ang. *natural laminar flow*, NLF). Według Greinera i Würza, „zapobieganie separacji laminarnej jest czynnikiem decydującym o konturze górnej powierzchni skrzydła (profilu) i możliwym przebiegu laminarnym. Występowanie pęcherzyków separacji laminarnej jest związane z obecnością turbulencji strumienia swobodnego (ang. *free stream turbulence*, FST). Sformułowano tezę, że gdyby projekt aerodynamiczny skrzydła szybowca uwzględniał specyficzny poziom FST, można by czerpać korzyści ze zmniejszonego rozmiaru i mniejszego oporu związanego z występowaniem pęcherzyków oderwania laminarnego. Celem prezentowanej pracy było ilościowe określenie wpływu zwiększonych turbulencji napływu na pęcherzyki separacji laminarnej.

W trakcie przelotu termika wprowadza turbulentną energię na dużą skalę do warstwy konwekcyjnej atmosfery. Energia ta jest przekazywana na mniejsze skale, aż zostanie rozproszona na ciepło. Pomiędzy wprowadzeniem energii kinetycznej a rozproszeniem kształtuje się widmo o nachyleniu wykładniczym $-5/3$ zgodnie z hipotezą Kołmogorowa [15]. Wpływ turbulencji strumienia swobodnego na warstwy przyścienne był przedmiotem różnych badań [2], jednakże niewiele jest informacji na temat poziomu turbulencji w warunkach szybowania [14, 16]. Interesujące są dwie skale turbulencji, mianowicie (1) turbulencje lub porywy o niskiej częstotliwości, które działają poprzez wahania kąta natarcia na rozkład ciśnienia, oraz (2) turbulencje o wysokiej częstotliwości lub zwiększony poziom turbulencji, które działają poprzez mechanizmy wrażliwości bezpośrednio na początkowe amplitudy fal Tollmiena–Schlichtinga (TS, jest to fala niestabilna w strumieniu, która powstaje w ograniczonym przepływie ścinającym) [9].”

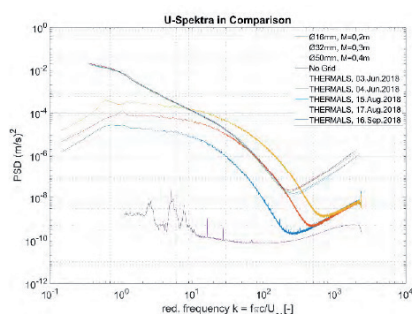
Aby zbadać oba zjawiska w tunelu aerodynamicznym, należało pozyskać charakterystyki typowych turbulencji strumienia swobodnego. Autorzy referatu opisali stanowisko pomiarowo-badawcze, w którym „szybowiec Arcus wyposażono w system pomiarowy, który rejestrował składowe u i v napływu za pomocą specjalnie zbudowanego termooanemometru (ang. *constant temperature anemometer*, CTA), składającego się z dwuwymiarowej sondy termooanemometrycznej. Przewód sondy został zainstalowany na wysokości 1,3 m przed krawędzią natarcia skrzydła (ryc. 1). Sygnały termooanemometryczne rejestrowano za pomocą przetwornika analogowo-cyfrowego typu sigma-delta, z częstotliwością próbkowania wynoszącą 105 kHz, a maksymalny czas ciągłej pracy systemu pomiarowego wynosił 8 godzin. Dodatkowe pomiary, takie jak ciśnienie dynamiczne i statyczne, temperatura i wilgotność, wykonano przy częstotliwości próbkowania 0,2 kHz. Dane te pozwoliły skorygować kalibrację termooanemometru z uwzględnieniem temperatury otoczenia. Zmierzono także dynamiczne obciążenia przeciążeniowe na końcu wysokości, aby wykluczyć wpływ wibracji na odczyty z termooanemometru. Cała instalacja została przetestowana i skalibrowana w laminarnym tunelu aerodynamicznym w Sztutgarcie. W locie można było uzyskać widma do 5 kHz, obejmujące znaczną część podzakresu rozpraszającego, zanim dominował szum specyficzny dla termooanemometru. W sezonie 2018 prowadzono pomiary w locie przez 13 dni wzdłuż Jury Szwabskiej, z czego wyselekcjonowano łącznie 22 godziny zapisu danych z lotów przelotowych.

Uwzględniono szereg różnych sytuacji pogodowych i średnich prędkości wznoszenia do 3 m/s, a także termikę opisaną przez pilotów jako gładką i burzliwą” [9].



Ryc. 1. Wysięgnik o długości 1300 mm z sondą termoanemometryczną, przymocowany do skrzydła szybowca, przed krawędzią natarcia
(dzięki uprzejmości M. Greiner)

W dalszej kolejności Greiner i Würz omówili metodę redukcji danych, w której, „aby ułatwić analizę statystyczną wyników, ciągły strumień danych podzielono na odcinki czterosekundowe i wyznaczono gęstości widmowe mocy (PSD) oraz współczynniki rozpraszania. Według śladu GPS odcinki zostały zidentyfikowane jako unoszone w termice, lecące na wprost lub bez kategorii. Jeśli chodzi o kategorię termiczną, współczynniki rozpraszania i gęstości widma mocy wykazują jedynie niewielkie rozproszenie podczas każdego lotu, jak również pomiędzy lotami. Gdy kolejne sekcje termiczne traktuje się jako całość, a dane z termoanemometru są próbkowane w dół, PSD można wyprowadzić dla częstotliwości 0,01 Hz. Zasadniczo, wszystkie termiczne gęstości widmowe mocy zgadzają się bardzo dobrze z widmami modelu (ryc. 2). W porównaniu z wynikami osiąganymi w laminarnym tunelu aerodynamicznym, intensywność turbulencji z zakresu ($15 \text{ Hz} \leq f \leq 5 \text{ kHz}$) w termice jest stale wyższa 60-krotnie” [9].



Ryc. 2. Uśrednione gęstości widmowe mocy turbulencji w termice wyznaczone w laminarnym tunelu aerodynamicznym oraz widma modelowe według [1]
(dzięki uprzejmości M. Greiner)

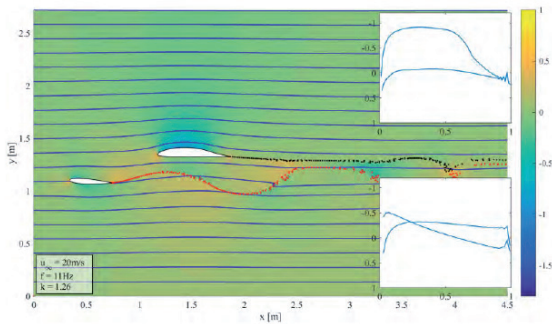
Ponieważ pęcherzyki oderwania laminarnego odgrywają szczególną rolę przy niskich prędkościach lotu i dużym kącie natarcia, przypadki referencyjne do dalszych badań wyprowadzono z typowych danych dotyczących prędkości

i turbulencji mierzonych w termice. Zgodnie z uzyskanymi wynikami „amplituda kąta natarcia wynosząca $\pm 0,6^\circ$ pokrywa 83–92 % wszystkich podmuchów przy rozpatrywanych częstotliwościach podmuchów. Intensywności turbulencji uzyskane w badaniach w locie odnoszą się do widm wyznaczonych w tunelu laminarnym w zakresie 15–5000 Hz. Aby dopasować warunki eksperymentu w tunelu aerodynamicznym do pomiarów w atmosferze, widma muszą mieścić się w zakresie częstotliwości fal Tollmiena–Schlichtinga.

Widma uzyskane podczas pomiarów w locie dobrze odpowiadają widmom turbulencji, które można uzyskać w laminarnym tunelu aerodynamicznym. Chociaż w tunelu trudno wytworzyć duże wiry, można z łatwością odtworzyć turbulencje na małą skalę w zakresie częstotliwości ($0,5 \text{ kHz} \leq f \leq 3 \text{ kHz}$) fal Tollmiena–Schlichtinga. Poza termiką, na prostych odcinkach przelotu trudno sformułować ogólne stwierdzenia na temat wielkości turbulencji strumienia swobodnego, ponieważ tor lotu może krzyżować się z prądami wstępującymi, opadającymi lub martwym powietrzem. Jest oczywiste, że niskie współczynniki rozpraszania występują wówczas, gdy szybowiec opada z prędkością pionową zbliżoną do teoretycznej, wynikającą z krzywej biegunowej. Oznacza to, że wszystkim prądom wznoszącym i opadającym towarzyszy większa intensywność turbulencji. Najmniejsze współczynniki rozpraszania są zatem znacznie wyższe niż współczynniki otrzymane w badaniach w laminarnym tunelu aerodynamicznym” [9].

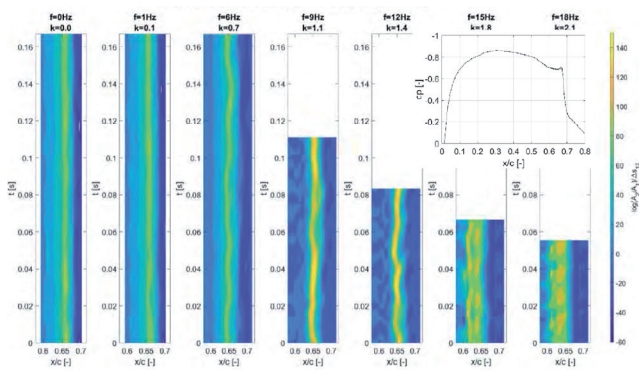
Na potrzeby eksperymentów w tunelu aerodynamicznym sporządzono model sekcji skrzydła o profilu rzeczywistego skrzydła szybowca z klapami, w którym „klapę ustawiono w pozycji wysuniętej i rozciągnięto, aby zmniejszyć gradienty w turbulentnej warstwie granicznej, natomiast przednią część profilu skrócono, aby zmniejszyć efekt prostowania generowanych podmuchów. Zadbano o to, aby nie zmienić właściwości stabilności warstwy granicznej przed miejscem pojawiania się pęcherzyków separacji. Model wyposażono w 65 portów ciśnienia statycznego na górnej powierzchni i w rejonie krawędzi natarcia, z czego 21 znajduje się w przewidywanym zakresie pojawiania się pęcherzyków separacji laminarnej. Do pomiaru nieustalonych ciśnień do 3 kHz, 32 porty są również podłączone do piezorezystancyjnych czujników ciśnienia w modelu. Do określenia profili prędkości warstwy granicznej wykorzystywana jest precyzyjna ruchoma sonda termoanemometryczna.

Aby zbadać wpływ zmian kąta natarcia o niskiej częstotliwości w tunelu aerodynamicznym, przed badanym modelem sekcji skrzydła instaluje się drugie skrzydło, które wykonuje sinusoidalne ruchy pochylające (ryc. 3), jako generator podmuchów uruchamiany przez serwo mechanizm CNC. Właściwe ruchy generatora wymagają doboru reprezentatywnych kombinacji częstotliwości i amplitudy. Czasowy przebieg wartości kąta natarcia został podzielony na sekwencję zmian. Każdy krok zmiany odpowiada połowie oscylacji, od szczytu do szczytu. Węzły zostały wybrane w taki sposób, że preferowano duże amplitudy, bez względu na częstotliwość. W ten sposób uzyskano zakres amplitud dla każdej częstotliwości, z którego można wybrać odpowiednie wartości do eksperymentu. Przykładowo amplituda $\pm 6^\circ$ generatora podmuchów odpowiada oscylacji kąta natarcia badanego skrzydła wynoszącej $\pm 0,6^\circ$ [9].



Ryc. 3. Zmiany kąta natarcia uzyskiwane za pomocą oscylującego skrzydła przed głównym skrzydłem
(dzięki uprzejmości M. Greiner)

Analizując uzyskane wyniki, Greiner i Würz stwierdzili, że „przeprowadzone pomiary dostarczyły danych, które zostaną poddane analizie i porównane z wynikami numerycznymi. Niestabilne ciśnienia i profile prędkości warstwy przyściennej pozwalają na porównanie z metodą LST. Szczególną uwagę należy zwrócić na przypadki z podmuchami wiatru. Ilustruje to rycina 4. Przedstawia ona współczynniki wzmocnienia dla różnych częstotliwości podmuchów obliczone na podstawie uśrednionych fazowo ciśnień powierzchniowych. Wielkość i zasięg przestrzenny stopnia wzmocnienia dla najbardziej wzmoczonego współczynnika Fouriera zmieniają się wraz ze wzrostem częstotliwości podmuchów” [9].



Ryc. 4. Szybkości wzmocnienia w pęcherzu oderwania dla różnych częstotliwości podmuchów
(dzięki uprzejmości M. Greiner)

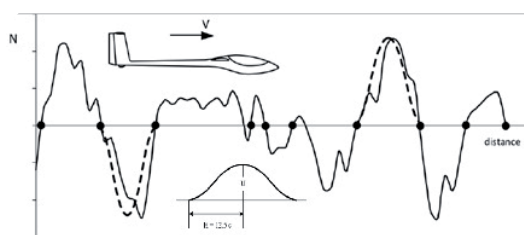
Podsumowując, autorzy referatu stwierdzili, że „zarejestrowane podczas przelotów szybowcem turbulencje napływowe w konwekcyjnej warstwie granicznej atmosfery pozwoliły na wyznaczenie widm obejmujących skalę od figoidy do zakresu rozproszenia, które następnie zostały wykorzystane do scharakteryzowania turbulencji strumienia swobodnego. W oparciu o uzyskane wyniki pomiarów w locie przeprowadzono eksperymenty w tunelu aerodynamicznym w celu zbadania wpływu turbulencji swobodnego strumienia na pęcherzyki separacji laminarnej. Następnym etapem badań będzie analiza danych z tunelu aerodynamicznego, której celem ostatecznym jest udoskonalenie metod projektowania skrzydeł szybowców, a także łopát turbin wiatrowych” [9].

Dynamika struktury szybowca poddanego działaniu podmuchu

Dwa referaty zaprezentowane w ramach Kongresu dotyczyły dynamiki struktury szybowca poddanego działaniu podmuchów w trakcie lotu. Jan Schwochow zaprezentował nową metodę analizy dynamiki skrzydeł szybowca podczas podmuchów [19]. We wprowadzeniu autor pierwszego referatu zauważył, że „ponieważ na ogół nie jest dostępny strukturalny model dynamiki szybowca, trudno jest uwzględnić elastyczność konstrukcyjną skrzydeł o dużym wydłużeniu, która w większości przypadków może złagodzić obciążenia od podmuchów. Zgodnie z dokumentem CS-22 [17, 29] obliczenia wytrzymałości skrzydła przeprowadza się na bazie sztywnego modelu szybowca, który napotyka podmuch jednostkowy o kształcie $1-\cos$. Analiza współczynnika obciążenia od podmuchu jest powiązana ze wzorem Pratta-Walkera, w którym długość podmuchu jest ustalona na 25 średnich cięciw skrzydła [29]. W przypadku lekkich szybowców ze skrzydłami o dużym wydłużeniu, kryterium to może zawyżać obciążenia od podmuchów. Inny, prostszy wzór na współczynnik łagodzenia podmuchów jest sugerowany przez OSTIV Sailplane Development Panel jako poprawka do CS-22. Omawiana praca zawiera propozycję procedury obliczeniowej obciążenia skrzydła z zastosowaniem bardziej racjonalnej analizy podmuchów, wykorzystującej model aeroelastyczny szybowca w metodzie elementów skończonych w połączeniu z nieustalonymi obciążeniami aerodynamicznymi sformułowanymi w dziedzinie częstotliwości” [19].

Schwochow wskazał, że „podmuch atmosferyczny tworzy się wskutek działania przypadkowych wahań prędkości i kierunku wiatru spowodowanych ruchem wirowym powietrza. Termin „obciążenia dynamiczne” jest używany do reprezentowania obciążeń od podmuchu, które obejmują siły bezwładności związane z przyspieszeniami w trybie sprężystym (drżania swobodne). Podmuchy o dużych gradientach prędkości powietrza w kierunku poziomym lub pionowym nazywane są podmuchami dyskretnymi. Mogą one wystąpić na granicy termiki i prądów zstępujących, strumieni fal lub w warunkach inwersji temperatury. Jeśli szybowiec napotka którekolwiek z wymienionych zjawisk w locie z wysoką prędkością poziomą, generowana jest impulsywna zmiana obciążeń aerodynamicznych skrzydła” [19].

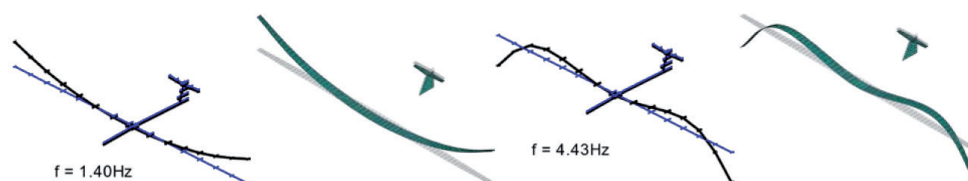
Jak zauważa autor referatu, „stosowaną powszechnie koncepcją podmuchu jest model $1-\cos$ (ryc. 5). Specyfikacje certyfikacyjne dla szybowców i motoszybowców EASA CS-22 [29] zakładają ten dyskretny profil podmuchów w celu oszacowania obciążeń spowodowanych turbulencjami atmosferycznymi. Zastosowanie formuły Pratta-Walkera określa maksymalne współczynniki obciążenia podmuchem w zależności od prędkości lotu i współczynnika złagodzenia podmuchu, który jest powiązany ze stosunkiem masy i nachyleniem siły nośnej. Czynnikiem ten uwzględnia opóźnienie wywołanych ruchem sił aerodynamicznych działających na samolot przez ocenę funkcji Wagnera” [19].



Ryc. 5. Metoda 1-cos opisu charakterystyki podmuchu
(dzięki uprzejmości J. Schwochow)

Nowa formuła zaproponowana w [4] zawiera jako dane wejściowe zależność między długością napotkanego podmuchu a średnią cięciwą skrzydła wynoszącą l m. Według Schwochow, „jak dotąd nie udało się znaleźć rozwiązania wyznaczania długości podmuchu, obejmującego wszystkie istotne warunki meteorologiczne. Schwochow sugeruje modyfikację równania w nowej poprawce do CS-22, w celu ustalenia wartości współczynnika złagodzenia, adekwatnie do 25-krotnej średniej długości cięciwy skrzydła. Aby sprawdzić poprawność nowego wzoru, przeprowadzono symulację czasu reakcji na podmuch szybowca klasy otwartej. Przeprowadzona symulacja jest zgodna z metodologią przedstawioną w pracy [25].

Metodologia badań zakładała, że model MES konstrukcji szybowca zostanie utworzony we współrzędnych globalnych i przedstawia dynamikę strukturalną płatowca. Zwykle w użyciu jest do kilku tysięcy punktów siatki, z trzema współrzędnymi przemieszczenia i trzema współrzędnymi obrotu w każdym z punktów. Rodzaj elementów użytych w analizie metodą elementów skończonych zależy od konstrukcji szybowca. Ze względu na bardzo smukłe skrzydła i usterzenie szybowca, elementy Eulera–Bernoulliego są odpowiednie do odwzorowania charakterystyk dynamicznych płatowca (patrz ryc. 6). Globalna sztywność i macierz masy są obliczane na podstawie charakterystyki zginania i skręcania dla całej rozpiętości. Zamiast analizy globalnej, w celu rozwiązania problemu odpowiedzi dynamicznej analizowany jest ruch drgający i częstotliwości drgań własnych. Częstotliwości drgań własnych i mody normalne można określić eksperymentalnie w ramach testu GVT (*ground vibration test*, [30]). Test drgań naziemnych GVT służy do określania parametrów modalnych kompletnego statku powietrznego i jest zwykle wykonywany na późnym etapie procesu projektowania. Wynik jest wykorzystywany do aktualizacji modeli analitycznych szybowca w celu przewidywania granic flatteru oraz ustalenia krzywej wyrwania przed pierwszym lotem testowym. Po lotach testowych aktualizowane są modele analityczne oraz przeprowadza się końcowe obliczenia flatteru” [19].



Ryc. 6. Mody drgań struktury szybowca poddanego działaniu podmuchu
(dzięki uprzejmości J. Schwochow)

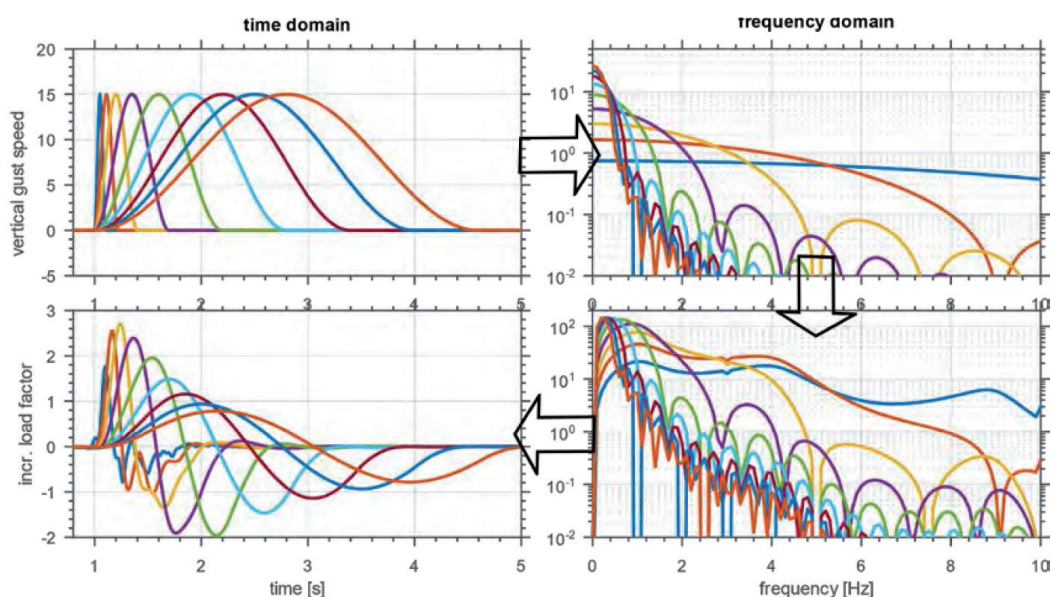
W prezentowanej metodzie zaproponowanej przez Schwochowa, „niestacjonarne macierze sił aerodynamicznych są obliczane z przemieszczeń w trybie normalnym całego statku powietrznego przy użyciu metody DLM (*doublet lattice method*, [1, 3]), która zasadniczo jest konwersją do metody aerodynamicznych elementów skończonych. Dostępne są aplikacje i skrypty, np. w środowisku MathWorks/Matlab, funkcjonalne w zakresie obliczeń konstrukcji metodą DLM [28].

Jeśli przyjąć, że występują oscylacje podmuchu, macierz współczynników wpływu aerodynamicznego jest złożoną nieliniową funkcją częstotliwości zredukowanej. Elementy skrajne modelu różnią się od tych użytych w modelu konstrukcyjnym, ich wzajemne połączenia zrealizowano z zastosowaniem interpolacji funkcjami sklejanymi. W przypadku wzbudzenia podmuchu jednorodnego, prędkość podmuchu pionowego działającą na określony element skończony można uzyskać na podstawie opóźnienia czasowego prędkości podmuchu w punkcie odniesienia.

Aby uzyskać model układu aeroelastycznego w dziedzinie czasu, odpowiedź przejściową uzyskuje się wykorzystując fakt, że splot w dziedzinie czasu odpowiada mnożeniu w dziedzinie częstotliwości. Obie macierze sił aerodynamicznych są funkcjami zredukowanej częstotliwości, co oznacza, że równania aeroelastyczne w dziedzinie częstotliwości ustalają funkcję przenoszenia odpowiedzi strukturalnej na wejście podmuchu w dziedzinie częstotliwości. Otrzymaną odpowiedź w dziedzinie czasu można obliczyć za pomocą prostej i odwrotnej transformacji Fouriera.

Przejściowy przyrostowy współczynnik obciążenia podmuchem $n\Delta$ przedstawia sumę obciążeń całkowitych z udziałem sił aerodynamicznych, bezwładnościowych i sprężystych. Zakłada się, że szybowiec jest w równowadze z wyważeniem na poziomie 1 g przed i po napotkaniu podmuchu. W zależności od długości podmuchu i prędkości lotu gradient podmuchu będzie się zmieniał, a dodatkowa energia podmuchu wprowadzona do konstrukcji spowoduje odkształcenie. Zadanie polega na znalezieniu długości podmuchu, która wytwarza maksymalne i minimalne obciążenia przyrostowe, co określono terminem „podmuchu dostrojonego” (ang. *tuned gust*).

Konstrukcyjny model reprezentatywnego szybowca klasy otwartej o rozpiętości skrzydeł 25 m służy jako przykład do analizy modalnej odpowiedzi na podmuch. Podstawowe dane szybowca: masa całkowita $m = 650$ kg, powierzchnia skrzydła $S = 16,3$ m², średnia cięciwa $l_m = 0,83$ m. Zgodnie z CS-22 maksymalna dodatnia i ujemna prędkość podmuchu wynosi $U_g = 15$ m/s przy założonej projektowej prędkości podmuchu $V_B = 50$ m/s. W górnej części ryciny 7 wykreślono prędkość pionową podmuchu, natomiast w dolnej części



Ryc. 7. Charakterystyka podmuchu i odpowiedź struktury szybowca przedstawiona za pomocą współczynnika obciążenia w dziedzinie czasu i częstotliwości

(dzięki uprzejmości J. Schwochow)

przedstawiono przejściową odpowiedź współczynnika obciążenia w środku ciężkości.

Wynikowy przyrostowy współczynnik obciążenia podmuchem $n\Delta$ można bezpośrednio porównać z wynikiem uproszczonego oszacowania CS-22 na podstawie wzoru Pratta-Walkera i nowego rozszerzonego wzoru ze zmienną długością podmuchów. Na rycinie 7 wykreślono obwiednię maksymalnych i minimalnych współczynników obciążenia. Podczas gdy wzór Pratta-Walkera zakłada stałą długość podmuchów, co skutkuje stałym współczynnikiem obciążenia $n\Delta = 4,42$, nowa metoda daje w wyniku większe wartości współczynnika przy bardzo krótkich podmuchach, zaś przy dłuższych podmuchach dąży do zera. Obwiednia odpowiedzi przejściowych jest wykreślona dla dwóch przypadków: 1) szybowca o bardzo dużej sztywności, 2) elastycznego szybowca o typowej sztywności, określonej w oparciu o test GVT” [19].

Podsumowując swój referat, Schwochow stwierdził, że „nowa metoda określania współczynnika obciążenia od podmuchu obejmuje dynamikę strukturalną szybowca uwzględniającą aeroelastyczność konstrukcji, dla pełnego zakresu zmian długości podmuchów” [19].

Profesor Leok Boermans wraz z Eduardosem Lasaukasem podjęli problem obciążeń struktury szybowca pochodzących od podmuchów [4]. Autorzy zauważyli, że „wyznaczanie obciążenia od podmuchów w Specyfikacjach certyfikacyjnych dla szybowców i motoszybowców CS-22 oraz Normach zdatności do lotu OSTIV dla szybowców i motoszybowców OSTIVAS opiera się na badaniach teoretycznych i eksperymentalnych przeprowadzonych przez NACA w latach 1951–1959. Metoda ta bazuje na modelu Pratta, w którym zakłada się podmuch o kształcie $(1-\cos)$ oraz maksymalnej prędkości 15 m/s [17]. Założenia te dotyczą obciążeń od podmuchów dla dużych samolotów i nie obejmują zakresu parametrów charakterystycznych dla szybowców, tj. stosunkowo niskich obciążeń skrzydeł

i długości cięciwy skrzydła. Ponieważ długość standardowego profilu podmuchu projektowego w metodzie Pratta jest zdefiniowana jako 12,5-krotność średniej cięciwy skrzydła, powyższa parametryzacja jest niewłaściwa w przypadku szybowca, gdyż średnia cięciwa nie jest reprezentatywna dla rozmiaru i wagi współczesnego szybowca (np. dla EB29: masa startowa wynosi 850 kg, a średnia cięciwa skrzydła – 0,58 m)” [4]. Autorzy podjęli się modyfikacji metody Pratta, a także opracowali własny model obliczeniowy obciążeń od podmuchów, biorąc pod uwagę, że „maksymalny stosunek prędkości podmuchu do odległości jego gradientu, zmierzony przez NACA w Raporcie 997, wynosił 0,81 m/s na metr [6]. Prowadzi to do podmuchu o kształcie $1-\cos$ o maksymalnej prędkości 15 m/s, gdy długość gradientu podmuchu wynosi 23 m. Studium literaturowe mające na celu znalezienie nowego podmuchu projektowego dla celów zdatności do lotu doprowadziło do [5], gdzie przedstawiono wyniki kampanii pomiarów podmuchów w Rosji, podobnej do NACA 997, ale przeprowadzonej z szybowcami. Zmierzone maksymalne stosunek prędkości podmuchu do jego nachylenia wyniósł 1,25 m/s na metr. Prowadzi to do podmuchu o kształcie $1-\cos$ i maksymalnej prędkości 15 m/s przy długości gradientu podmuchów wynoszącej 15 m. Aby obliczyć współczynnik obciążenia struktury szybowca dla określonej długości podmuchu, zamiast zastosować 12,5-krotność średniej cięciwy skrzydła, przekształcono wzór Pratta na współczynnik złagodzenia podmuchu w uogólnione wyrażenie, które jest ważne dla każdego sztywnego szybowca w locie ze stałą prędkością i kątem pochylenia przez podmuch o kształcie $1-\cos$ o dowolnej długości do maksymalnej prędkości podmuchu 15 m/s” [4].

W cytowanym referacie „powyższe wyrażenie zostało zweryfikowane przez rozwiązanie równania ruchu Pratta, podanego w [17] z przejściowymi funkcjami podnoszenia Jonesa i podmuchem o kształcie $1-\cos$. Mając uogólnione

wyrażenie na współczynnik złagodzenia i wspomniane wcześniej długości podmuchów 23 m i 15 m, obliczono współczynniki obciążeń dla 33 różnych szybowców i porównano z aktualnymi współczynnikami obciążenia obliczonymi przy założeniu $H = 12,5^*c$. Stosując równanie Pratta, 33 rozważane szybowce mają współczynnik obciążenia podmuchem między 5 a 6, a dla 2/3 szybowców współczynnik obciążenia podmuchem jest wyższy niż współczynnik obciążenia manewrowego równy 5,3" [4]. Przy najwyższym gradiencie podmuchów zmierzonym przez NACA i odpowiadającej mu długości gradientu podmuchów wynoszącej 23 m, współczynnik obciążenia podmuchem wynosi około 4, co jest prawie identyczne z maksymalnym współczynnikiem obciążenia, podmuchem określonym w normach ASTM F2564-14 „Standard Specification for Design and Performance of a Light Sport Glider” [Standardowa specyfikacja projektowania i działania lekkiego szybowca sportowego]. Według autorów referatu nie ma pewności, czy uzyskana zbieżność jest dziełem przypadku, czy jest to reguła.

Powołując się na rosyjskie pomiary obciążenia podmuchami Boermans i Lasauskas, podnoszą, że „szybowce mogą napotkać bardziej strome podmuchy [5]. Dla najbardziej stromego podmuchu z odległością nachylenia $H = 15$ m współczynnik obciążenia wynosi od 4 do 5, czyli jest o około 15 % niższy niż obliczony metodą OSTIVAS i CS-22, i zawsze poniżej zalecanego współczynnika obciążenia manewrowego, który wynosi 5,3" [4].

W drugiej części artykułu do zaktualizowania podejścia Pratta autorzy wykorzystali nowoczesne zintegrowane narzędzie do symulacji ASWING [7] oraz tzw. dostrojoną analizę obciążenia dynamicznego dyskretnego podmuchu [10]. Na podstawie przeprowadzonych symulacji, porównując wyniki obciążenia podmuchami obliczone za pomocą ASWING i NASTRAN, autorzy stwierdzili, że były one praktycznie. Za pomocą ASWING można obliczyć sztywny szybowiec lecący ze stałą prędkością i kątem pochylenia w podmuchu (podejście Pratta), ale także elastyczny szybowiec lecący ze stałą prędkością i kątem pochylenia oraz stałą ster wysokości w podmuchu. Dostrojony system dyskretnych podmuchów to seria dyskretnych ($1-\cos$) ukształtowanych podmuchów o maksymalnej prędkości podmuchu 15 m/s i różnych długościach podmuchów (5 m, 10 m, 15 m..., 30 m), które są badane w celu dostrojenia podmuchu do uzyskania maksymalnej odpowiedzi. Z obliczonych obciążeń od podmuchów trzech typowych szybowców sztywnych (lekki i mała rozpiętość, średni ciężar i rozpiętość 18 m oraz ciężki i długa rozpiętość), lecących w gradiencie podmuchów o długości od 5 m do 30 m, wyprowadzono uogólniony współczynnik złagodzenia, który obowiązuje dla dowolnego szybowca o dowolnej ($1-\cos$) długości podmuchu do maksymalnej prędkości podmuchu 15 m/s. Ten uogólniony współczynnik złagodzenia jest nieco wyższy, tj. złagodzenie jest mniejsze niż w przypadku uwzględnienia uogólnionego współczynnika złagodzenia Pratta" [4].

Podsumowując, Boermans i Lasauskas stwierdzili, że „optymalna metodyka polega na wyborze długości podmuchu dla projektowanej nowej konstrukcji szybowca, aby zapewnić taki sam poziom bezpieczeństwa w podmuchach

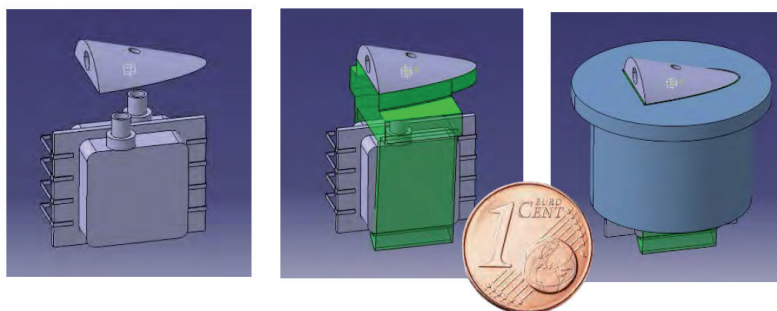
jak dla obecnie użytkowanych szybowców. Uśredniając uogólniony współczynnik złagodzenia ASWING i pierwotny współczynnik złagodzenia Pratta, można określić długość podmuchu, który należy brać pod uwagę w projektowaniu struktury szybowca" [4].

Bezpieczeństwo czynne i bierne szybowca

Zespół autorów z SFL GmbH Stuttgart oraz z Uniwersytetu Technicznego w Sztutgarcie opracował system asystencki zapobiegający przeciągnięciu szybowca w locie [20]. Autorzy wskazują, że „utrata kontroli, po której następuje przeciągnięcie i korkociąg, to najbardziej śmiertelny rodzaj wypadku w lotnictwie ogólnym, w tym również w lotach szybowcowych. W celu analizy i poszukiwania możliwych środków technicznych, które mogą zapobiegać takim wypadkom, autorzy rozpoczęli projekt badawczy ASASys. Głównym celem projektu jest opracowanie systemu, którego zadaniem jest wsparcie pilota. Projekt jest częściowo finansowany przez niemiecki program badań lotniczych LuFo. Firma inżynieryjno-projektowa SFL GmbH ze Stuttgartu w Niemczech połączyła siły z Instytutem Aerodynamiki i Dynamiki Gazów (IAG) oraz Instytutem Mechaniki Lotu i Kontroli (iFR) Uniwersytetu w Stuttgartu, aby stworzyć zespół badawczy. Celem jest opracowanie systemu, który mógłby być instalowany w szybowcach i w nowych modelach lekkich samolotów lub jako modernizacja istniejących statków powietrznych. Realizację programu badawczego ASASys rozpoczęto w 2018 roku" [20]. Referat zaprezentowany na Kongresie OSTIV ukazał elementy systemu a także wyniki pierwszych testów w tunelu aerodynamicznym i prób w locie.

Według autorów cytowanego referatu „wielokrotnie proponowano zastosowanie w szybowcach klasycznych czujników ostrzegania o przeciągnięciu oraz czujników kąta natarcia, aby umożliwić pilotowi bezpośrednią ocenę sytuacji w kierunku przeciągnięcia. Niemniej jednak doświadczenie w eksploatacji pokazało, że takie czujniki są rzadko używane w szybownictwie, pomimo wyraźnych zalet polegających na dostarczaniu dodatkowych informacji dla pilota. Głównym powodem niechęci w stosunku do wspomnianych czujników jest fakt, że podczas lotów termicznych, szybowiec znajduje się bardzo blisko krytycznej wartości kąta natarcia, zatem ostrzeżenie pojawiać się może dość często w sytuacji, gdy szybowiec krąży ciasno, pozostając w konfiguracji całkowicie bezpiecznej. Dlatego system akceptowalny dla typowego pilota szybowcowego nie powinien ostrzegać przy statycznej wartości kąta natarcia lub prędkości minimalnej, powinien natomiast uwzględniać sytuację w locie. Co więcej, idealnie byłoby wykryć przeciągnięcie będące wciąż w fazie rozwoju, a następnie ocenić, czy w ciągu następnych sekund może dojść do sytuacji niebezpiecznej, krytycznej, czy może ryzyko korkociągu wcale nie wystąpi" [20].

W tym celu powstał system zaproponowany w programie ASASys, który „wykorzystuje nowy typ sondy ciśnieniowej na górnej stronie skrzydła, która nosi nazwę Embedded Wall Shear Sensor (EWSS) i działa podobnie do sondy Prestona. Profil prędkości w warstwie granicznej górnej części skrzydła



Ryc. 8. Czujnik systemu zabezpieczenia przed przeciągnięciem
(dzięki uprzejmości W. Scholz)

wraz z EWSS wykazuje różnicę ciśnień między otworami po stronie skierowanej do przodu i górnej części EWSS w kształcie nachylenia, która jest mierzona i normalizowana względem ciśnienia dynamicznego pobieranego z pokładowego systemu statycznego Pitota. Na rycinie 8 przedstawiono wersje rozwojowe sensora EWSS. Elementy obudowy są wytwarzane metodą druku 3D. Jako przetworniki stosowane są dostępne na rynku elektroniczne czujniki ciśnienia, a cały zespół EWSS jest instalowany w górnej części skrzydła na wysokości ok. 65 % lokalnej długości cięciwy” [20].

„Do celów testowych zastosowano po jednym EWSS zainstalowanym na każdym skrzydle, na wewnętrznym końcu lotki. Dodatkowo w skład wyposażenia pomiarowego wchodzi klasyczna sonda danych aerodynamicznych z wysięgnika dziobowego, która zapewnia pomiar kąta natarcia w celach porównawczych” [20].

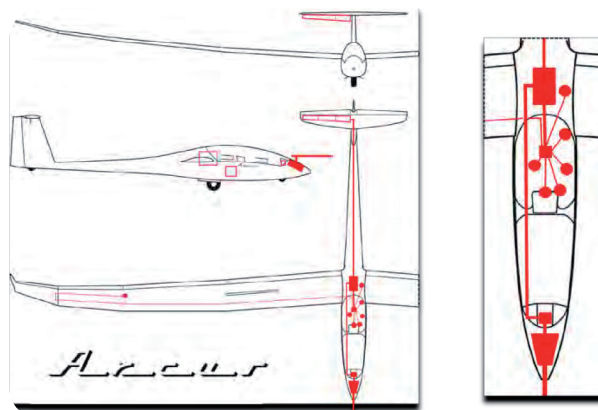
Oczekiwania autorów są takie, aby „w konfiguracji szybowca bliskiej przeciągnięcia możliwe było wykrycie rozwijającego się rozwarstwienia przepływu powietrza na górnej powierzchni skrzydła, co pozwoli również na wykrycie asymetrycznej sytuacji w locie i „wczesne ostrzeżenie” przed rozwijającym się przeciągnięciem. W idealnej sytuacji doprowadziłoby to do „inteligentnego ostrzeżenia o przeciągnięciu”, które nie tylko wykrywa α lub w pełni rozwinięte przeciągnięcie, ale również stany pośrednie, prowadzące do sytuacji niebezpiecznej.

Oprócz realizacji przedstawionego powyżej ulepszony sposób wykrywania przeciągnięcia, proponowany system powinien aktywnie wspierać pilota w zakresie zapobiegania przeciągnięciu, a nawet posiadać funkcjonalność przerwania rozwijającego się przeciągnięcia przez wywołanie momentu pochylenia dziobu szybowca. W początkowej fazie projektu zdecydowano, aby nie integrować systemu EWSS z podstawowymi systemami sterowania. Pozwoliło to uniknąć możliwych problemów związanych z trzepotaniem, impulsami inicjującymi, a także problemów z certyfikacją. Zamiast tego przedstawiono etapowe rozwiązanie polegające na zastosowaniu spoilerów na stateczniku poziomym.

Z dotychczasowego doświadczenia w zakresie stosowania spoilerów na górnej powierzchni skrzydeł lub kłapy dzielonej na spodniej powierzchni wynioskowano, że efekt sterowności takiego urządzenia byłby podobny jak w przypadku steru wysokości. Zatem taka dodatkowa powierzchnia sterowa może wygenerować wystarczający efekt aerodynamiczny na rzecz wspomaganie pilota, a co istotne, pozwoli to skorygować

istotny błąd w sterowaniu (np. gdy pilot stale ściąga drążek na siebie podczas przeciągania)” [20].

Rycina 9 przedstawia schemat prezentowanego systemu na platformie testowej bazującej na szybowcu Arcus E, który ma być użyty do badań w ramach programu ASASys. Prezentując szczegóły konstrukcyjne, wskazano, że „w nosowej części szybowca zainstalowano wysięgnik sondy danych aerodynamicznych z czujnikami do pomiaru α i β oraz ciśnienia całkowitego i statycznego. System zbierania danych aerodynamicznych został ulokowany na tablicy przyrządów przedniej kabiny. Pod tylnym siedzeniem są zamontowane czujniki rejestrujące odchylenie układu sterowania. Główny komputer pokładowy znajduje się w tylnym przedziale bagażowym, razem z platformą inercjalną, blisko środka ciężkości. Testowane czujniki przeciągnięcia są zainstalowane w obu skrzydłach i spojlerach w dolnej części statecznika poziomego” [20].



Ryc. 9. Architektura systemu ASASys
(dzięki uprzejmości W. Scholz)

Do czasu obrad Kongresu planowany program testów w locie w ramach ASASys nie został w pełni ukończony, dlatego pokazane tutaj wyniki koncentrują się na testach w tunelu aerodynamicznym przeprowadzonych przez Instytut Aerodynamiki i Dynamiki Gazów (IAG) Uniwersytetu w Stuttgarcie, a także przedstawia platformę do prób w locie, planowanych w SFL.

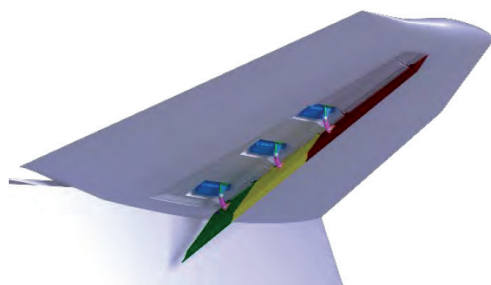
Wniosek uzyskany na podstawie przykładowych wyników jest dwojaki:

- „z czujnikiem ustawionym na 65 % ciśnienie pomiarowe wynosi 0, gdy separacja jest na poziomie 65 % lub

do przodu, co ma miejsce przy $\alpha = 12^\circ$ dla wszystkich ustawień klap – samo to stanowi klasyczne ostrzeżenie o przeciągnięciu;

- jednocześnie nawet przy znacznie niższej wartości kąta α czujnik już daje sygnał wyjściowy, który można wykorzystać do oszacowania wartości kąta α (tj. pozycji z wiatrem początkowej separacji), co pozwala przewidzieć początek przeciągnięcia” [20].

Na koniec wskazano, że „dalsze pomiary w laminarnym tunelu aerodynamicznym IAG wykazały oczekiwaną skuteczność klap spojlera na stateczniku poziomym. Pomiary te zostały następnie wykorzystane przez SFL do zaprojektowania modyfikacji na platformie do testów w locie. Rycina 10 obrazuje szkic modyfikacji usterzenia ogonowego Arcus, a rycina 11 przedstawia zmodyfikowany szybowiec Arcus E, który jest używany jako platforma testowa do badań w locie przez SFL GmbH dla ASASys i innych programów. Pierwsze wyniki prób w locie pokazują, że czujnik przeciągnięcia istotnie pozwala na dobre prognozowanie rozwijającej się sytuacji przeciągnięcia i że dane wyjściowe można wykorzystać do obliczenia użytecznej wartości alfa, która jest zbliżona do wartości kąta α mierzonej za pomocą sondy danych aerodynamicznych na wysięgniku dziobowym. Następnym krokiem będzie zaimplementowanie algorytmów w komputerze pokładowym, aby wykorzystać prognozę wartości kąta α i chwili przeciągnięcia do stworzenia adaptacyjnego ostrzeżenia o przeciągnięciu dla pilota i umożliwić użycie klap spojlera, co pozwoli na powrót do bezpiecznego stanu lotu” [20].



Ryc. 10. Modyfikacja usterzenia poziomego w szybowcu Arcus jako element systemu ASASys
(dzięki uprzejmości W. Scholz)



Ryc. 11. Szybowiec Arcus T używany do prób systemu zabezpieczenia przed przeciągnięciem ASASys
(dzięki uprzejmości W. Scholz)

Badacze z Akafleg Hannover zaprezentowali aktualny stan prac badawczo-rozwojowych na rzecz skonstruowania i zbudowania bezpiecznej kabiny szybowca, chroniącej pilota w przypadku zderzenia z ziemią.

Jak wskazują Lindner i in., „odporność kabiny szybowców na uderzenia uległa znacznej poprawie wraz z nowelizacją przepisów CS 22.561 wniesioną w 2008 roku, a wymagającą spełnienia wyższych obciążeń statycznych bez uszkodzeń w warunkach awaryjnego lądowania. Jednakże w dalszym ciągu lata duża liczba szybowców opracowanych dla wcześniejszych, mniej rygorystycznych przepisów o warunkach lądowania awaryjnego, czyli obciążenia 6 g działającego na część dziobową szybowca pod kątem 45° . Wartość ta wydaje się raczej niska w porównaniu z bardziej realnymi scenariuszami wypadków wysokiego ryzyka. Z analizy 78 raportów powypadkowych sporządzonych przez Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung (BFU) wynika, że 48 % zgłoszonych wypadków ma miejsce w pierwszej kolejności na stromym torze lotu i przy dużej prędkości, co skutkuje śmiertelnością wynoszącą 94 %. Liczby te dobrze zgadzają się ze statystykami podanymi w [24]. Aby zebrać parametry wejściowe scenariusza o najwyższym ryzyku, które można zastosować w dynamicznej symulacji MES, w Idaflieg Sommertreffen przeprowadzono próby w locie z wejściem w korkociąg na bezpiecznej wysokości. Typowy kąt pochylenia θ i prędkość opadania w szybowca klasy standard wyznaczono dzięki pomiarom za pomocą IMU i GPS. Dla wszystkich 5 badanych szybowców uzyskano wartości w przedziałach $\theta = 20...60^\circ$ i $w < 25$ m/s. Jako pierwsze przybliżenie przeżywalności w takim scenariuszu przyjmuje się opóźnienie przeciążenia po uderzeniu. Przy dopuszczalnej odległości odkształcenia $s = 440$ mm (od nosa do grodzi sterującej w Astir CS) i prędkości uderzenia 20 m/s, wynosi ono 44 ms. Fakt, że to wyidealizowane oszacowanie przeżywalności nie jest prawdziwe w świecie rzeczywistym, wynika z dwóch głównych powodów: a) po uderzeniu integralność konstrukcji zostaje utracona z powodu wybożenia i silnego momentu zginającego działającego na owiewkę, b) niewiele konstrukcji szybowców wykorzystuje możliwość pochłaniania energii przez odkształcenie części dziobowej kadłuba. Zauważono to we wcześniejszych pracach [11, 21, 23]. Co więcej, podłoże może mieć wpływ na to, czy i w jaki sposób nastąpi uszkodzenie konstrukcji. Jeśli nastąpi penetracja luźnej, odkształcalnej gleby, wzór uszkodzeń jest inny niż w przypadku zderzenia szybowca z twardym podłożem” [13].

Na podstawie dokumentacji technicznej szybowca, próbek materiałów i skanowania 3D zbudowano szczegółowy model szybowca w MES, w którym „uwzględniono wszystkie główne elementy konstrukcyjne, takie jak układ włókien, grodzie, podłużnice i połączenia klejone. W modelu zastosowano masy fikcyjne części ogonowej i belki sprężyste o prawidłowej częstotliwości własnej zastępującej skrzydła. Zidentyfikowany powyżej przypadek obciążenia jest realizowany w następujący sposób: kąt toru lotu 45° przy prędkości 20 m/s i brak ślizgu bocznego. Należy zauważyć, że wyidealizowane równoważne obciążenia statyczne są znacznie wyższe niż warunek lądowania awaryjnego 15 g, 45° w CS-22” [13].

W komputerowym modelu kokpitu instalowano różne konstrukcje przypominające klatkę bezpieczeństwa, pokazane na rycinie 12. Autorzy referatu zastosowali „dwa ograniczenia zewnętrzne: żadne mechanizmy sterujące w istniejącym kokpicie nie są modyfikowane, co skutkuje ograniczeniem dostępnej przestrzeni oraz ograniczeniem dodatkowej wagi do 10 kg. Wynikowy wybór projektu oparty na przybliżonych, ale wystarczająco szybkich symulacjach pokazano po prawej stronie ryciny 12. W przypadku wyników przedstawionych w następnym rozdziale zastosowano bardziej szczegółowy model MES. Ta dynamiczna symulacja *explicit* składa się z ponad 48000 elementów. Elementy kompozytowe modelowano jako konwencjonalne elementy powłokowe (S4R) z kryterium inicjacji uszkodzeń Hashin i degradacją sztywności do zera. Przy czasie symulacji wynoszącym 0,2 s wykonanie obliczeń w klastrze 8-rdzeniowym zajęło 33 godziny” [13].

Następnie, „po uzgodnieniu zewnętrznego konturu konstrukcji ramy technologią przyrostową sporządzono demonstrator w pełnej skali i zamontowano go testowo w szybowcu Astir CS. Ujawniło to konieczne poprawki, które należy uwzględnić w modelu produkcyjnym, takie jak dolny szew kokpitu i położenie dźwigni awaryjnego odrzucania owiewki. Porównanie symulacji zderzenia z ziemią w uproszczonym modelu MES dla zmodernizowanego i oryginalnego szybowca Astir CS pokazano na rycinie 13. Szereg czasowej szczegółowej symulacji opisanej powyżej przedstawiono na rycinie 14. Wyboczenie jest mniej znaczne, a tylna część kokpitu pozostaje nienaruszona. Jednak kadłub nadal ulega uszkodzeniom w niedopuszczalny sposób, nie zachowując bezpiecznej przestrzeni dla pilota” [13].



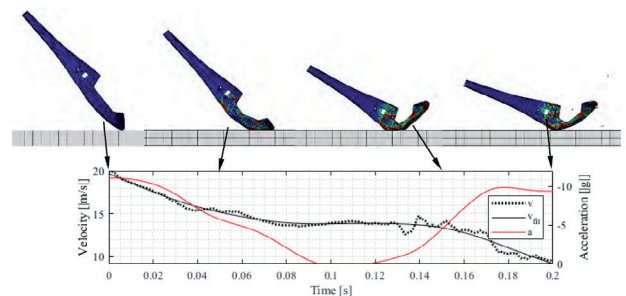
Ryc. 12. Wirtualnie przetestowane koncepcje zmodernizowanej ramy (po lewej) i ostateczny projekt (po prawej, wymiary pozaskalowe)



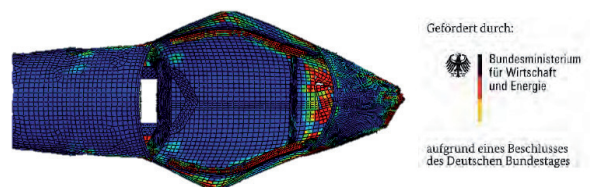
Ryc. 13. Ograniczone odkształcenie po modernizacji (po prawej), jak pokazano w zmniejszonym modelu MES użytym do iteracji. Kolory pokazują względne odkształcenie (dzięki uprzejmości T. Lindner)

Czerwona krzywa na ryc. 14, „wskazująca globalną wielkość przeciążenia, pokazuje raczej niskie szczytowe opóźnienie wynoszące ok. 10 g. Dzieje się tak głównie dlatego, że

prędkość początkowa przy kącie zderzenia 45° jest podzielona na dwie składowe, poziomą i pionową. Kadłub odchyła się od powierzchni ziemi i utrzymuje prędkość poziomą, zwalniając jedynie na skutek tarcia. Jedynie pionowy ruch kadłuba jest redukowany przez rozpraszanie energii w odkształceniu, co czyni go dominującym czynnikiem wielkości przeciążenia. Problem ten został szczegółowo rozwiązany przez odkształcenie plastyczne powierzchni uderzenia. Jednakże ta obserwacja pokazuje, jak skuteczne jest kierowane odchylenie w kierunku poślizgu po uderzeniu. Można to osiągnąć za pomocą belek kilowych [21] i grodzi pochylonych do przodu. W obecnym stanie projektu integralność konstrukcyjna kokpitu nadal nie jest zachowana, jak widać na rycinie 15. Punkt inicjacji zniszczenia kokpitu przesunął się jedynie z wycięcia na owiewkę w tylną część na wyoboczenie kadłuba w punkcie maksymalnej długości swobodnej. Uzyskany wynik zostanie uwzględniony w modyfikacjach układu włókien laminatu struktury kadłuba” [13].



Ryc. 14. Przebieg w funkcji czasu szczegółowej symulacji MES kabiny szybowca w trakcie zderzenia z ziemią (dzięki uprzejmości T. Lindner)



Ryc. 15. Wyboczenie wzmocnionego kokpitu Astir CS. Kolory obrazują wielkość uszkodzenia struktury, od niebieskiego do czerwonego (dzięki uprzejmości T. Lindner)

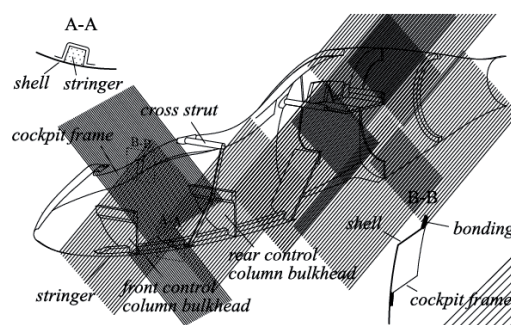
Zespół badawczy z Akafleg Brunzwick, DLR oraz firmy GOM przedstawił wyniki pomiarów deformacji kabiny dwumiejscowego szybowca podczas lądowania awaryjnego. Autorzy referatu wskazują, że „doświadczenia z badań statycznych i dynamicznych pokazują, że ryzyko obrażeń pilota wynika przede wszystkim z destrukcji samej konstrukcji kokpitu, a w mniejszym stopniu z silnych przeciążeń działających na człowieka. Bezpieczeństwo pasywne szybowca bazuje zasadniczo na rozwiązaniu konstrukcyjnym ramy kokpitu jako głównego elementu nośnego. Awaria ramy kokpitu wokół wycięcia na owiewkę zwykle prowadzi do destrukcji konstrukcji kokpitu. Obszerne prace Segala [22], Rögera [18], Sperbera [24] i Kämpfa [12] pokazują, że rama kokpitu wygina się na zewnątrz podczas lądowania

awaryjnego. Znaczne odkształcenie ostatecznie powoduje pęknięcie ramy. Na podstawie zmierzonych odkształceń Waibel [26] proponuje metodę obliczeniową wymiarowania ramy kokpitu z uwzględnieniem odkształceń i wstępnej krzywizny. Szeroko zakrojone testy doprowadziły do powstania kokpitu bezpieczeństwa, który jest standardem w nowoczesnych szybowcach i znacznie zwiększa ochronę pasażerów” [8].

Jednakże, zdaniem Fohlmeistera i in., „dostępne wyniki badań odnoszą się do szybowców jednomiejscowych. Nie ma żadnych ustaleń odnoszących się do szybowców dwumiejscowych, które stają się coraz bardziej popularne [27]. Zwłaszcza w przypadku szybowców dwumiejscowych dłuższe kadłuby powodują większy moment zginający ze względu na dużą odległość między punktem uderzenia w dziobie a środkiem masy w kadłubie. Ten moment zginający musi przenieść kokpit. Dłuższy odcinek samonośny ramy kokpitu dodatkowo pogarsza problem stabilności strukturalnej. Dlatego istnieje potrzeba bardziej szczegółowego badania zachowania się dwumiejscowych szybowców w przypadku awarii, aby uzyskać wytyczne do projektowania bardziej bezpiecznych konstrukcji” [8].

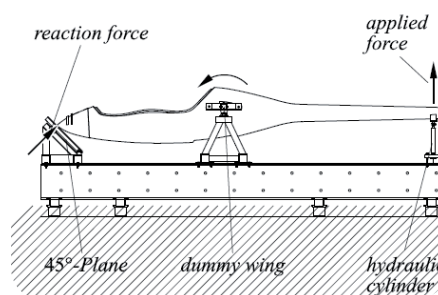
Aby zweryfikować bezpieczeństwo bierne kadłuba i kokpitu, „specyfikacja certyfikacji wymaga testu obciążeniowego, który można przeprowadzić quasi-statycznie. W teście symulowane jest zderzenie z ziemią pod kątem 45°. Badanie takie przeprowadzono na sposób optycznego pomiaru odkształcenia kadłuba szybowca. Test przeprowadzono na kadłubie szybowca SB 15, przedstawiającym aktualny stan techniki w zakresie nowoczesnych kokpitów bezpieczeństwa (patrz ryc. 16). SB 15 jest dwumiejscowym szybowcem klasy 20 m, w którym piloci siedzą jeden za drugim. Konstrukcja kokpitu wzmocnionego w szybowcu SB 15 opiera się na zaleceniach Sperbera [24]. Celem tej konstrukcji jest utrzymanie nienaruszonej przestrzeni wnętrza kokpitu (niezbędnej do przeżycia) i zapobieganie tzw. kolapsowi kokpitu. Aby to osiągnąć, wycięcie w kadłubie na owiewkę zostało wzmocnione ramą (przekrój B-B, ryc. 16), która jest wsparta metalową rozpórką poprzeczną pomiędzy miejscami pilotów. Rama kokpitu ma za zadanie przenieść powstający moment zginający, a także przenieść obciążenia wokół pilotów i rozprowadzić je w środkowej części kadłuba. Dodatkowe podłużnice na spodzie zwiększają sztywność na zginanie. Dwie przegrody kolumny sterującej podtrzymują powłokę kadłuba. W teście pominięto montaż skorup siedzeń.

Dla potrzeb testu kadłub został zamontowany na atropie skrzydła umożliwiającej obrót wokół osi poprzecznej, jak pokazano na rycinie 17. Tylną część kadłuba wypchnięto do góry za pomocą cylindra hydraulicznego, powodując, że kadłub wykonał ruch pochylający do dołu. W rezultacie dziób kadłuba zetknął się z płaszczyzną zderzeniową 45° umieszczoną przed kadłubem. W tym miejscu wygenerowano testową siłę reakcji, którą mierzono w trakcie próby. Zgodnie ze specyfikacją certyfikacyjną, mającą zastosowanie do szybowca SB 15, siła musi odpowiadać opóźnieniu o wartości 6 g” [8].



Ryc. 16. Układ konstrukcji przedniej części szybowca z elementami bezpieczeństwa biernego

(dzięki uprzejmości L. Fohlmeister)



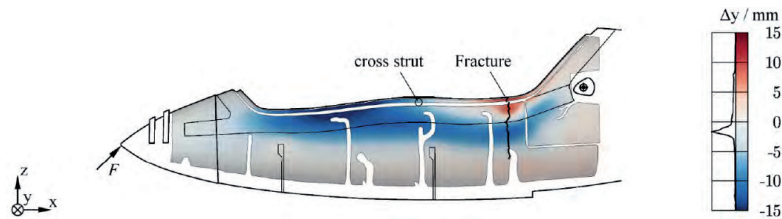
Ryc. 17. Zasada testu obciążeniowego kadłuba szybowca

(dzięki uprzejmości L. Fohlmeister)

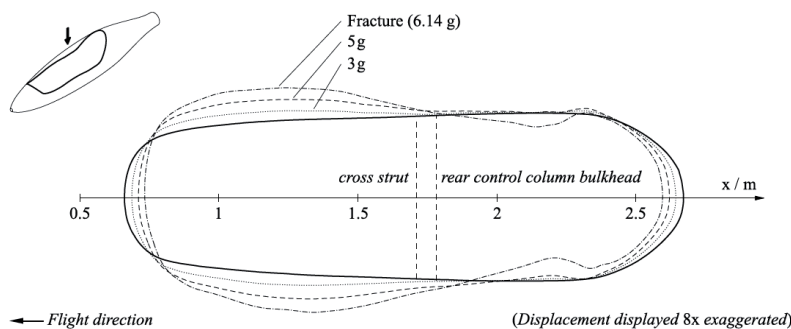
W omawianej pracy „pomiar odkształcenia przeprowadzono za pomocą systemu ARAMIS firmy GOM, składającego się z trzech zsynchronizowanych czujników 3D. ARAMIS wykorzystuje cyfrową korelację obrazu do optycznego rejestrowania współrzędnych 3D na stochastycznym wzorze w skali szarości naniesionym na powłokę. Kiedy kadłub odkształca się pod obciążeniem, ruch i odkształcenie wzoru stochastycznego przeliczane są na przemieszczenia 3D i odkształcenia w stosunku do stanu odniesienia, bez obciążenia. Znaczniki i czujniki systemu ARAMIS umieszczono w przestrzeni pomiarowej, obejmującej cały obszar kokpitu. Dzięki temu możliwe było określenie odkształcenia zewnętrznego poszycia kadłuba po obu stronach. Ponadto zbadano szczegółowo krytyczny obliczeniowo obszar w tylnej części ramy kokpitu za pomocą czujnika ARAMIS o wyższej rozdzielczości lokalnej.

Kadłub uległ uszkodzeniu przy obciążeniu odpowiadającym opóźnieniu 6,14 g. Wskutek znacznej deformacji zaobserwowano awarię polegającą na pęknięciu laminatu w lewym tylnym obszarze ramy kokpitu, tuż przed końcem wycięcia na owiewkę. Pęknięcie przebiega przez klejoną ramę kokpitu i przez skorupę.

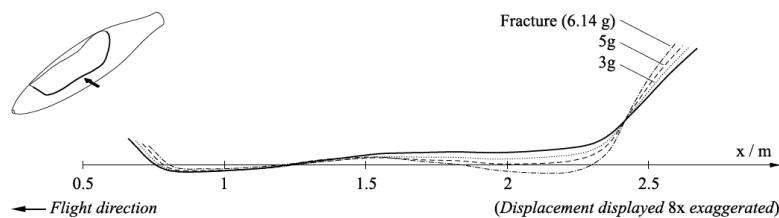
Kolejne awarie wystąpiły w przegrodach kolumny sterującej, które lokalnie uległy rozwarstwieniu. Dodatkowo metalowe połączenie belki poprzecznej z konstrukcją kompozytową uległo odkształceniu plastycznemu na skutek ugięcia ramy kokpitu. Rycina 18 przedstawia zmierzone odkształcenie powłoki kadłuba w kierunku rozpiętości bezpośrednio przed wystąpieniem pęknięcia. Wyraźnie widoczne jest poszerzenie kadłuba w miejscu przedniego pilota w górnej części. Poszerzenie rozciąga się w dół za rurą poprzeczną. Krótco przed pęknięciem rama kokpitu



Ryc. 18. Pomiary systemem ARAMIS obrazujące ugięcie kadłuba na zewnątrz przy obciążeniu 6,14 g. Przemieszczenie do wewnątrz obserwowalne jedynie w obszarze złamania (niebieski: przemieszczenie w kierunku od płaszczyzny rysunku, czerwony: przemieszczenie w płaszczyznę rysunku)
(dzięki uprzejmości L. Fohlmeister)



Ryc. 19. Pomiary wykazujące poszerzenie ramy kokpitu przed belką poprzeczną, powodujące ugięcie do wewnątrz w tylnej części
(dzięki uprzejmości L. Fohlmeister)



Ryc. 20. Przemieszczenie do dołu w tylnej części, powodujące obciążenia kruszące w przekroju poprzecznym, skutkujące owalizacją, co wyjaśnia przemieszczenie poszycia kadłuba na zewnątrz
(dzięki uprzejmości L. Fohlmeister)

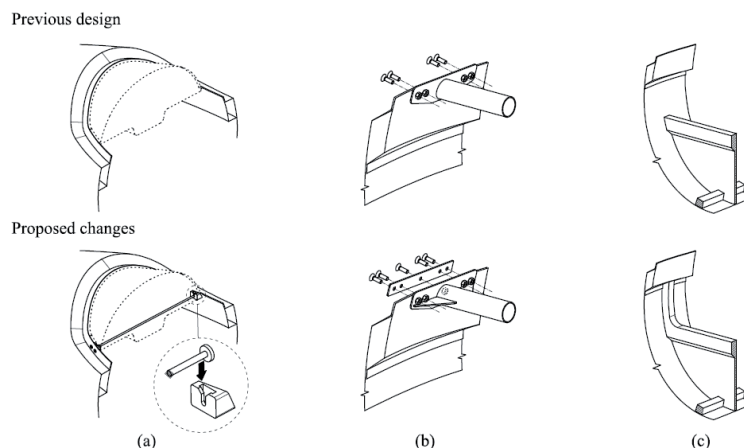
wykazuje nieliniowe odkształcenie wybożeniowe do wewnątrz w obszarze późniejszej awarii” [8].

Autorzy referatu proponują wyjaśnienie „mechanizmu powstawania odkształcenia struktury kadłuba za pomocą analizy przemieszczeń optycznych, oceniając oddzielnie odkształcenie w kierunku poprzecznym i pionowym. Rozszerzanie się ramy kokpitu w obszarze przednim jest wynikiem wtórnego zgięcia wokół osi pionowej, wynikającego z wstępnej krzywizny ramy kokpitu. To zachowanie jest znane i występuje w szybowcach jednomiejscowych [26]. W przypadku szybowców dwumiejscowych, ramę kokpitu można podzielić na dwie sekcje, jak pokazano na rysunku 19. Sekcja przed belką poprzeczną ma większą długość samonośną, dlatego w tym obszarze rozpoczynają się deformacje już przy małych siłach i dominuje deformacja całej ramy. Rozpórka poprzeczna pomiędzy pilotami działa jak przegub obrotowy i sprzyja odkształceniom do wewnątrz w tylnej części. Ponieważ długość samonośna jest krótsza w tylnej części, zachowanie stabilności jest tutaj

mniej krytyczne. Poniżej obszaru wybożenia wewnętrznego widocznego na ryc. 17, w dalszym ciągu można zaobserwować odkształcenie na zewnątrz w miejscu tylnego fotela pilota. Odkształcenie na zewnątrz jest konsekwencją momentu zginającego wokół osi rozpiętości, generowanego przez siłę testową.

Rycina 20 przedstawia ugięcie ramy kokpitu wzdłuż osi pionowej. Wyraźnie widać, że największe ugięcie występuje przed tylnym zagięciem ramy kokpitu, gdzie stosunek momentu zginającego do momentu bezwładności osiąga maksimum. Obniżenie wręgu powoduje powstawanie w przekroju kadłuba sił pionowych, które są porównywalne z obciążeniami niszczącymi w dźwigarze skrzydła i prowadzą do owalizacji przekroju. W rezultacie powłoka kadłuba odchyła się na zewnątrz poniżej ramy kokpitu” [27].

W podsumowaniu, Fohlmeister i in. podnoszą, że „przeprowadzone badania pokazują, że powstawanie odkształceń w kokpitach dwumiejscowych różni się od kokpitów jednomiejscowych ze względu na przegub obrotowy



Ryc. 21. Proponowane rozwiązania konstrukcyjne mające na celu zmniejszenie odkształceń poprzecznych ramy kokpitu (dzięki uprzejmości L. Fohlmeister)

utworzony przez poprzeczną rozpórkę. Do obliczeń w żadnym wypadku nie należy dzielić ramy kokpitu na dwie części (przednią i tylną), gdyż byłyby one sprawdzane niezależnie, pomijając przegub obrotowy. Aby przedstawić uzyskane wyniki w obliczeniach projektowych, wymagana jest analiza nieliniowa, ponieważ efekty odkształcenia naruszają główne założenia metod liniowych. Na tym tle rozsądne wydaje się każdorazowe przeprowadzanie testu obciążeniowego dla nowych konstrukcji kadłuba.

Zmierzone odkształcenia można również wykorzystać do opracowania propozycji ulepszeń, które przy niewielkim wzroście masy zwiększają nośność konstrukcji i które można przenieść na inne konstrukcje. Celem przykładowych modyfikacji pokazanych na rycinie 21 jest zmniejszenie odkształceń bocznych ramy kokpitu” [8].

W drugiej części artykułu przedstawione zostaną referaty dotyczące układów napędowych w motoszybowcach, innowacji w zakresie konstrukcji, metod badań i systemów sterowania szybowcem.

Bibliografia:

- [1] Albano, E., Rodden W.P. (1969). A Doublet-Lattice Method for Calculating Lift Distributions on Oscillating Surfaces in Subsonic Flows. *AIAA Journal*, 7(2).
- [2] Bertolotti, F.P. (2001). Effect of Atmospheric Turbulence on a Laminar Boundary-Layer. *Technical Soaring*, 25, s. 154–159.
- [3] Böhnisch, N. et al. (2022). *Whirl Flutter for Distributed Propulsion Systems on a Flexible Wing*. AIAA SCITECH 2022 Forum, American Institute of Aeronautics and Astronautics, <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2022-1755>.
- [4] Boermans, L.M.M., Lasauskas E. (2021). *On the Gust Loads of Sailplanes*. XXXV OSTIV Congress – Congress Proceedings, s. 9–13.
- [5] Chernov, V.V. (1965). Results of Research in the Field of Structural Strength Limits for Sporting Gliders. *OSTIV Publication VIII*, <https://journals.sfu.ca/ts/index.php/op/article/view/1541/1473>.
- [6] Donely, P. (1950). *Summary of Information Relating to Gust Loads on Airplanes*. NACA Report 997. <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19930090953/downloads/19930090953.pdf>.
- [7] Drela, M. (1999). *Integrated Simulation Model for Preliminary Aerodynamic, Structural, and Control-Law Design of Aircraft*. AIAA 99-1394. 40th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit, DOI: <https://doi.org/10.2514/6.1999-1394>.
- [8] Fohlmeister, L., Adam T.J., Schwarz B. (2021). *Optical deformation measurement of a two-seater cockpit under emergency landing conditions during a quasi-static load test*. XXXV OSTIV Congress – Congress Proceedings, s. 78–81.
- [9] Greiner, M., Würz W. (2021). *Laminar Separation Bubbles at Unsteady Inflow Conditions – A Status Report*. XXXV OSTIV Congress – Congress Proceedings, s. 57–61, https://ostiv.org/congress/congress-events/congress-details/xxxv-congress-2.html?_hash=Oi1gBqW1bbwJ34%2Bb7a%2BP%2Bt4s86dpsgyRHCnja4RQw%3D&ctx=a%3A1%3A%7Bs%3A2%3A%3A%3B%3A525%3B%7D&p=ostiv-docs%2Fcongress%2F2021%2F2021_OSTIV_Congress_proceedings.pdf.
- [10] Hobbitt, F.M. (1988). *Gust Loads on Aircraft: Concepts and Applications*. Washington D.C.: AIAA Education Series.
- [11] Hurley, T., Vandenburg J. (2002). *Small Airplane Crashworthiness Design Guide*. Phoenix: Simula Technologies.
- [12] Kämpf, K-P., Crawley E.F., Hansman J. (1989). Experimental Investigation of the Crashworthiness of Scaled Composite Sailplane Fuselages. *Journal of Aircraft*, 26(7), s. 675–681.
- [13] Lindner, T., Rolffs Ch., Dierksen N., Öküz R., Scheffler S., Dorn O. (2021). *Proceedings in the Development of a Crashworthy Glider Cockpit*. XXXV OSTIV Congress – Congress Proceedings, s. 75–77.
- [14] MacCready, P.B. (1962). The Inertial Subrange of Atmospheric Turbulence. *Journal of Geophysical Research*, 67, s. 1051–1059. DOI: <https://doi.org/10.1029/JZ067i003p01051>.
- [15] Pope, S.B. (2000). *Turbulent Flows*. Cambridge: Cambridge University Press.
- [16] Popelka, L., Matějka M., Zelený L., Uruba V. (2014). *CTA Measurement of Longitudinal Velocity Fluctuations and Its Spectra in Thermal Convection Atmosphere and Lee-Wave Condition Using Sailplane In-Flight Experiment*. XXXII OSTIV Congress, Leszno.
- [17] Pratt, K.G., Walker W.G. (1954). *A Revised Gust-Load Formula and Re-Evaluation of the V-G Data Taken on Civil Transport Airplanes from 1933 to 1950*. NACA-Report

- 1206, <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19930090988/downloads/19930090988.pdf>.
- [18] Röger, W. (2007). *Safe and Crashworthy Cockpit*, Fachhochschule Aachen, Fachbereich Luft- und Raumfahrttechnik.
- [19] Schwochow, J. (2021). *Gust Response on Elastic Sailplanes*. XXXV OSTIV Congress – Congress Proceedings, s. 4–7.
- [20] Scholz, W., Leis S., Petters W., Würz W., Axthelm J., Fichter W. (2021). *ASASys – Anti-Stall Assistant System for Sailplanes*. XXXV OSTIV Congress – Congress Proceedings, s. 19–22.
- [21] Schuster, U., Wolf K. (2014). Improvement of Sailplane Crashworthiness trough Keel Beams with Silicone Cores. *Technical Soaring*, 38, s. 16–26.
- [22] Segal, A.M. (1989). Aircraft (Full-Size Glider) Crash-Worthiness Impact Test. *Technical Soaring*, 14(2), s. 40–46.
- [23] Shanahan, D. (2004). *Human Tolerance and Crash Survivability, Injury Analysis*, RTO-EN-HFM-113. Carlsbad (USA).
- [24] Sperber, M. (1998). Untersuchung des Insassenschutzes bei Unfällen mit Segelflugzeugen und Motorseglern-Forschungsauftrag-Nr. L-2/93-50112/92. TÜV Rheinland GmbH – Institut für Verkehrssicherheit – Abteilung Luftfahrttechnik, Köln.
- [25] Vink W.J., de Jonge J.B. (1997). *A MATLAB Program to Study Gust Loading on a Simple Aircraft Model*, National Aerospace Laboratory NLR, 1997-07-29, NLR Technical Publication TP 97379 U <https://reports.nlr.nl/server/api/core/bitstreams/6e9dfbac-e14a-4632-b5e6-5ad31c43a6cd/content>.
- [26] Waibel, G. (2000). Designing a Crashworthy Cockpit Sill. *Technical Soaring*, 24(4), s. 109–112.
- [27] Comment Response Document to Notice of Proposed Amendment 2007–12. (2008). *Cockpit crashworthiness*. European Aviation Safety Agency.
- [28] Doublet Lattice Method: https://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/110175-dlmpo?s_tid=prof_contriblnk&s_tid=mwa_osa_a.
- [29] EASA. (2009). Certification Specifications for Sailplanes, CS-22, <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/certification-specifications/group/cs-22-sailplanes-and-powered-sailplanes#cs-22-sailplanes-and-powered-sailplanes>.
- [30] Ground Vibration Testing: <https://www.bksv.com/en/knowledge/applications/structural-dynamics/ground-vibration-test>.

SAMOLOTEM PO ŚWIECIE



Pilatus PC-9

Źródło: Pilatus Aircraft Ltd



Pilatus PC-21

Žródło: Pilatus Aircraft Ltd

Czasopismo „Lotnik i Automobilista” (1911–1914) – prekursor popularyzacji lotnictwa w Polsce

Konrad Pylak

Wyższa Szkoła Przedsiębiorczości i Administracji w Lublinie
Politechnika Lubelska

Streszczenie

W artykule zaprezentowano pierwszy polski periodyk zajmujący się profesjonalnie popularyzacją lotnictwa i związanej z nim problematyki. Okres kilku lat przed I wojną światową, w którym działało czasopismo, to czas początków rozwoju lotnictwa, tworzenia technicznych podstaw tej dziedziny. Był to zarazem czas powstawania grup i organizacji miłośników nowego rodzaju lokomocji, podobnie jak było nieco wcześniej z automobilizmem. Stąd połączenie obu tych dziedzin w jednym medium. Przeprowadzono obszerny przegląd i omówiono wybrane publikacje, aby przybliżyć obszar zainteresowań oraz podejście i styl redakcji pisma. Podkreślono rolę Zygmunta Deklera – twórcy i redaktora prowadzącego czasopisma do wybuchu wojny.

Słowa kluczowe: „Lotnik i Automobilista”, historia prasy technicznej, czasopisma lotnicze, historia lotnictwa, popularyzacja lotnictwa, Związek Awiacyjny, Zygmunt Dekler

Wstęp

To już trzeci rok edycji wznowionego po trzydziestu latach czasopisma „Technika Lotnicza i Astronautyczna”. Jak dowiadujemy się z tekstów redaktora oraz dra Andrzeja Glassa, historia pisma sięga roku 1932. Oczywiście, „Technika” nie była pierwszym czasopismem lotniczym w Polsce. Oczywiście, „Technika” nie była pierwszym czasopismem lotniczym w Polsce. Pierwszeństwem szczyli się tu „Skrzydłata Polska”, wydawana od 1930 r. W artykule chcemy pokazać jednak, że właściwym prekursorem tematyki lotniczej na ziemiach polskich był miesięcznik „Lotnik i Automobilista” (dalej w tekście: „Lotnik”), wychodzący w latach 1911–1914 w Warszawie. Powinniśmy nawiązywać do tej tradycji i szczylić się możliwością kontynuacji 110-letniej historii towarzyszenia rozwojowi lotnictwa w Polsce.

Można zatem uważać „Lotnika” za pierwszy polski periodyk zajmujący się profesjonalnie awiacją. Wśród dwóch głównych celów, które postawiła sobie redakcja w artykule programowym z pierwszego numeru podano rozpowszechnianie informacji o lotnictwie i z dziedziny lotnictwa. Drugim była oczywiście pomoc dla rozwijającego się już przemysłu samochodowego. Stwierdzono, że czasopismo takie jest konieczne w czasie, „gdy każdy dzień nieomal przynosi nowe zdobycze, bądź w aparatach, bądź w praktyce lotniczej pod względem szybkości, wysokości i pewności lotów” [1]. Było to tym bardziej wskazane, że w innych krajach działały już takie pisma,

zarówno fachowe, jak i popularne. Założone pismo miałyby łączyć obie te funkcje [1]. Redaktorem i wydawcą czasopisma był Zygmunt Dekler (1881–1919), inżynier, zasłużony pionier automobilizmu i lotnictwa w Polsce¹.

Feliks Kucharzewski, nasz najwybitniejszy historyk techniki tego okresu, wspominał w swoim *Piśmiennictwie*, w podrozdziale *Aeronautyka i Lotnictwo*, o rozpoczęciu wydawania „Lotnika i Automobilisty” w 1911 r., a także o tym, że do końca 1912 r. ukazało się 18 numerów pisma [44]. Wymienił przy tym nazwisko redaktora naczelnego Z. Deklera, a także tytuły i autorów kilku najpoważniejszych artykułów. Zwrócił też uwagę na wydanie przez redakcję książki pt. *Samochód i płatowiec* Witolda Rumbowicza, zawierającej historię i zasady lotnictwa, podstawy konstrukcji płatowca oraz przegląd najpopularniejszych wówczas statków powietrznych². Interesujące było wspomnienie w ramach historii lotnictwa polskiego kółka awiatycznego utworzonego w 1898 r. m.in. przez Czesława Tańskiego oraz nawiązanie do powołanego w 1909 r. Koła Awiatorów przy Stowarzyszeniu Techników w Warszawie.

Warto zwrócić uwagę na krótki tekst i reklamę w pierwszym numerze czasopisma, które mówią o działalności towarzystwa „Awiata” [2]. Otóż już w połowie 1911 r. mamy informację o przedsiębiorstwie, które podjęło próbę uruchomienia w Polsce fabryki aeroplanów systemu Farmana, Blériota i Etricha oraz jednopłatów i dwupłatów własnego systemu, a także prowadziło szkołę lotniczą. Ponadto dwa razy w tygodniu przedsiębiorstwo urządzało pokazy wzlotów na mokotowskim torze wyścigowym. Przedsięwzięcie zainicjował i sfinansował książę Stanisław Lubomirski, stawiając je „od razu na europejskim poziomie nowoczesnej techniki” [2]. Płatowiec powstawał na miejscu, silniki sprowadzono z zagranicy. Autor notatki podkreślał szczególnie zasługi księcia, a jego zaangażowanie uznał za przejaw pozytywnej zmiany w podejściu arystokracji do działalności gospodarczej.

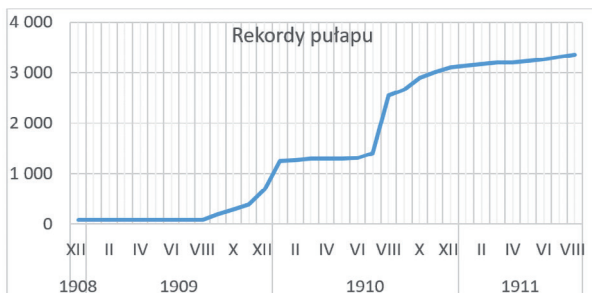
Jednak faktycznym polskim ośrodkiem, w którym rozpoczęto pierwsze prace i próby ze sprzętem lotniczym, był

- 1 Był pilotem oraz żołnierzem Legionów, najprawdopodobniej poległ w wieku 38 lat w wojnie polsko-bolszewickiej w grudniu 1919 r. jako porucznik WP. Został pochowany na cmentarzu żydowskim w Warszawie. Redagował również wychodzącą od 1912 r. „Gazetę Leśną i Myśliwską. Dwutygodnik Ilustrowany dla Właścicieli Lasów, Leśniczych, Myśliwych i Miłośników Przyrody”. Nawiasem mówiąc, był też wujem Tamary Łempickiej.
- 2 Była to pierwsza w Polsce pozycja książkowa o tej tematyce. Pozytywną jej recenzję zamieszczono w jednym z numerów miesięcznika [17].

Lwów. Początkom tego ośrodka poświęcony był poprzedni artykuł mówiący o historii lotnictwa [46]. Zresztą, jak pokażemy w dalszej części artykułu, historia „Lotnika i Automobilisty” splata się nierozdzielnie z lwowskim lotnictwem.

Sukcesy i niepowodzenia

Charakterystyczna dla autorów relacjonujących najnowsze osiągnięcia lotnicze była autentyczna fascynacja tematyką. Odnotowywano kolejne wystawy, pokazy (tzw. wzloty), rekordowe przeloty, podawano osiągnięte dystanse, wysokości, pokonane przeszkody terenowe i meteorologiczne. Przykładem może być artykuł w jednym z początkowych numerów „Lotnika” [4]. Tekst omawia przede wszystkim postęp w maksymalnej wysokości lotu, który piloci osiągnęli w ciągu prawie trzech lat. Zdumiewający dla ówczesnych obserwatorów był już pierwszy pułap 115 m, który osiągnął Wilbur Wright w grudniu 1908 r. Autor podał listę wszystkich kolejnych rekordów, w tym kilka osiągnięć Lathama, Cháveza, Legagneux i ostatnie – Julienu Felixa: 3350 m na samolocie Blériota³. Opracował też wykres, który obrazował ten proces w czasie (jego nowszą wersją jest zamieszczona poniżej rycina 1).



Ryc. 1. Rekordy wysokości lotu w początkach lotnictwa

Autor stwierdził, że rozwój awiacji, opartej w coraz większym stopniu na nauce i doświadczeniu, dąży do osiągnięcia zastosowań praktycznych, dających społeczeństwu realne korzyści. To dążenie „zdaje się wyphywać z najgłębszych instynktów ludzkich, zdaje się być najnaturalniejszą człowieka potrzebą” [4]. Wspomniał też o tragicznym bilansie zmagania o sukcesy i wyraził się sceptycznie o niepotrzebnych przejawach odwagi, które jego zdaniem nie posuwały awiatyki ani o krok naprzód. Jednak na koniec skonstatował, że „dotychczasowe, zdumiewające zdobycze w dziedzinie lotnictwa umocniły nas w wierze w geniusza ludzkiego i dały nam prawo powiedzieć, że nie jesteśmy już więcej niewolnikami prawa ciężkości” [4].

„Lotnik i Automobilista” sukcesywnie poświęcał też wiele uwagi i miejsca niebywałemu postępowi w uzyskiwaniu kolejnych osiągnięć i rekordów, a także bohaterom tych tryumfów. W listopadzie 1912 r. zamieszczono sprawozdanie

z trzech lat rozwoju lotnictwa właśnie z tego punktu widzenia [13]. Autor rozpoczął od krótkiego wspomnienia osiągnięć lat 1906–1909, wymieniając Santos-Dumonta, Farmana i Wrighta. W 1909 r. głównymi osiągnięciami były: przelot Blériota nad kanałem La Manche, rekord dystansu Lathama i czasu Farmana. Rok 1910 natomiast to częste przechodzenie rekordów „z rąk do rąk”, np. w dziedzinie wysokości – pierwszy tysiąc metrów Lathama i niebawem 3200 m Legegneux.

Za ważne wspomnienie w następnym roku autor uznał lot Valdrinesa z Paryża do Madrytu, nawiązał przy tym do tragicznego lotu Cháveza nad Alpami. Ponadto ważny był lot Beaumonta z Paryża do Rzymu oraz zwycięstwo Weymanna w konkursie wojskowym w Reims. Rok 1912 nie obfitował już w tak spektakularne konkursy i wyczyny. Więksi producenci skupili się na umacnianiu swojej pozycji rynkowej, a w nowych konstrukcjach – na zwiększaniu stopnia bezpieczeństwa lotnika. Istotnym kierunkiem rozwoju były też prace nad hydroplanami z perspektywą ewentualnego przelotu nad Atlantykiem⁴.

Kilka miesięcy później pismo zamieściło zestawienia rekordów czasu lotu, dystansu i wysokości do września 1912 r. [22]. Jeśli chodzi o wysokości, to do rekordu Felixa dodano jeszcze dwa z września 1912: Garrosa 5000 m i Legagneux 5450 m. Natomiast zestawienie rekordów czasu lotu rozpoczynało się znów od wyników Santos-Dumonta i Farmana z lat 1906–1908 (czas lotu wynosił ok. jednej minuty). Farman jeszcze w 1908 r. uzyskał czas ponad 3 godziny, a w 1910 r. – ponad 8 godzin. Zestawienie zamykał Fourny, który w 1912 utrzymał się w powietrzu przez 13 godzin i 18 minut. W tym okresie podobnie dynamiczny wzrost dotyczył zasięgu lotu. Powtarzały się tu te same nazwiska i daty. Santos-Dumont przeleciał w 1906 r. 220 m, a jeszcze w 1908 r. Wright przekroczył dystans 100 km. We wrześniu 1912 r. Fourny uzyskał odległość ponad 1010 km.

Wiadomości o wypadkach lotniczych były również stałą rubryką miesięcznika. Wiele z nich kończyło się tylko rozbiciem samolotu i ewentualnymi obrażeniami pilota. Jednak dużą część katastrof stanowiły wypadki śmiertelne. Jeden z artykułów wstępnych poświęcony został takim zdarzeniom w okresie do jesieni 1911 r. [5]. Okazało się, że w tym czasie zginęło stu lotników. Zamieszczono pełny wykaz ofiar, z datami i miejscowościami. Listę otwierał Otto Lilienthal (1896 r.), a wśród zmarłych byli m.in. Lefèvre, Delagrang, Chávez, Nieuport, Polak – kapitan Maciejewicz i jedna kobieta – Denise Moore. Wykaz zamknął niemiecki pilot Dachs, który zginął w październiku. Autor tekstu przewidywał stałe wydłużanie się tej listy.

Tragizm sytuacji podkreślała następująca kalkulacja: „Jeżeli się zważy, że liczba lotników wynosi w obecnej chwili, na całym świecie, niewiele więcej ponad tysiąc pięćset, z czego około siedemset jest narodowości francuskiej, przyznać trzeba, że setka z górą ofiar jest olbrzymią daniną, jaką ludzkość złożyła ze swej krwi na ołtarzu wiedzy i postępu” [5]. Niemniej

³ Bezpośrednio po artykule redakcja zamieściła przedruk krótkiej relacji z tego lotu samego Felixa. Obfitowała ona w poetyckie opisy widoków i innych wrażeń pilota [4].

⁴ Artykuł-sprawozdanie został zaopatrzone w zestawy portretów zwycięzców z poszczególnych lat, nie podano niestety źródła.

jednak, w porównaniu z bezcelową śmiercią wielu tysięcy ludzi w innych sytuacjach, nie była to wielka ofiara, bo lotnicy zginęli, realizując odwieczne marzenia ludzkości i dostarczając wiedzy, dzięki której lotnictwo mogło się dalej rozwijać.

Do tego tematu nawiązuje siedmiozwotkowa elegia ku czci poległych lotników, którą pismo zamieściło kilka miesięcy później. Zacytujemy poniżej fragment tego utworu, aby oddać głębię emocji, towarzyszących świadkom ofiar życia śmiazków [16]:

[...] Patrz: czarnym kirem katafalk pokryty;
A ludzkość w hołdzie cicho kłoniąc głowę,
Patrzy na napis na trumnie wyryty,
Nad którym sterczą dwa skrzydła orłowe: [...]
Słyszysz? O dziwo! Dzwony ton zmieniają.
Już nie brzmią nutą skargi, ni boleści;
Płaczące tony w nowe się zlewają,
W nich każda nuta tylko tryumf mieści.
I wszechświat zmienia swoją postać krucą,
Bo rozum ludzki dumą go napawa...
A dzwony jeno uroczą huczą:
„Sława poległym bohaterom, sława!”

Wystawy lotnicze

Podobnie jak inne wydarzenia lotnicze, również wystawy były przedmiotem artykułów prasowych, jeszcze zanim powstał „Lotnik i Automobilista”. Otóż w 1910 r. odbyła się we Lwowie wystawa lotnicza, którą opisał niezastąpiony, zajmujący się każdym interesującym tematem, warszawski tygodnik „Świat” [42]. Autor artykułu podkreślił na wstępie specjalną cechę wystawy, zorganizowanej zresztą na terenie politechniki: miała ona charakter „przeglądowo-pedagogiczny”, nie była zaś kolejną z popularnych imprez dla publiczności. Reprezentowane były wszystkie działy lotnictwa, a wystawcami byli Polacy oraz firmy francuskie i austriackie. Spośród wielu eksponatów polskich autor wyróżnił trzy kompletne samoloty: inż. Jana Webera, zbudowany przy pomocy studentów, monobiplan inż. Edmunda Libańskiego oraz statek Wilibalda Golda. W organizacji wystawy zastąpili się przede wszystkim prof. Sochacki, inżynierowie Weber i Libański, a także grupa studentów. Wystawie towarzyszyły wykłady i pokazy eksponatów. Według autora pod względem wielkości i merytorycznej zawartości wystawa przewyższyła podobną, zorganizowaną w Brukseli. Prezentowane przez nią idee popularyzacji lotnictwa poparł odbywający się równolegle V Zjazd Techników Polskich, m.in. w uchwalonej odpowiedniej rezolucji (por. [38]).

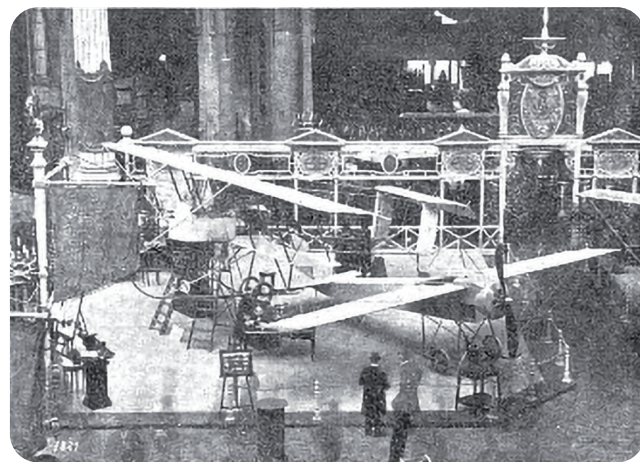
Oczywiście później, w okresie swojej działalności „Lotnik” zamieszczał sprawozdania i omówienia ważniejszych międzynarodowych wydarzeń mających na celu prezentację dorobku konstruktorów, wytwórców i pilotów. Takim wydarzeniem były przede wszystkim lotnicze wystawy paryskie. Autorami relacji byli specjaliści wysłannicy, a treść tekstów charakteryzował wysoki poziom merytoryczny.

Pierwszą prezentowaną w piśmie wystawą był trzeci salon lotniczy, który odbył się w Paryżu na przełomie 1911 i 1912 r. Był to główny temat numeru 2/1912. Poświęcono mu aż dwa teksty. Drugi z nich miał charakter szczegółowego

sprawozdania [8]. Niemniej jednak autor rozpoczął od ogólnych refleksji opartych na własnych obserwacjach. Po pierwsze stwierdził, że wytwarzanie samolotów przeszło już z fazy produktów jednostkowych, konstruowanych na zasadzie intuicyjnych prób, bez głębszej znajomości praw mechaniki, do fazy przemysłu, gdzie różne konstrukcje upodabniały się do siebie, a ich produkcja miała charakter coraz bardziej seryjny. Druga refleksja miała wydźwięk pesymistyczny. Nowe samoloty przypominały coraz bardziej narzędzia walki poprzez torpedowe kształty, blaszane opancerzenia, możliwość przenoszenia amunicji, próby w ramach ćwiczeń wojskowych i starania wytwórców o aprobatę władz wojskowych. Tendencja ta odbiegała coraz bardziej od początkowej realizacji marzeń ludzkości o zdobywaniu przestworzy.

Wprowadzano wciąż techniczne nowości: drewno zastępowano stalą i aluminium, tkaninę – blachą, instalowano wygodne fotele z ergonomicznym dostępem do potrzebnych sterowników i przyrządów. W większości kabiny były jednak jeszcze odkryte. Silniki miały większe moce, od 100 do 200 KM, aby można było zwiększać prędkości i siłę nośną.

W wystawie wzięło udział stu czterestu wystawców. Wystawiono 50 samolotów, z czego 35 jednomotowców. Wystawili je m.in. Blériot, Nieuport, Deperdussin, Morane et Saulnier, Farman, a dwumotowce m.in. Breguet, Savary, Voisin i Bronisławski – Polak tworzący we Francji. Niektórzy wytwórcy pokazali po kilka typów statków, do większości z nich autorzy dołączali krótką charakterystykę techniczną. Prócz samolotów wystawiono też śmigła, silniki, gaźniki i inne urządzenia. Na fotografii (ryc. 2) możemy obejrzeć stanowisko braci H. i M. Farman z kilkoma eksponatami.



Ryc. 2. Stoisko firmy Farman na wystawie paryskiej

Kolejna ilustracja (ryc. 3) to karykatura reklamowa – rysunek transatlantyckiego statku powietrznego firmy Continental. Na pokładzie autor umieścił znanych konstruktorów, lotników, mecenasów i ówczesnych celebrytów. W podpisie wymienione zostały ich nazwiska, m.in.: Breguet, Legagneux, Farman, Latham, Blériot.

Pierwszy z omawianych tekstów z numeru 2/1912 to relacja Witolda Jarkowskiego [7]. Zgodnie z tytułem autor zamieścił uwagi i refleksje poświęcone tendencjom w lotnictwie, problemom technicznym i próbom ich rozwiązań.

Stwierdziwszy, że zagadnienie lotu mechanicznego zostało już właściwie rozwiązane (teoretycznie i praktycznie), wymienił aktualne problemy, które stały się najważniejsze w pracach rozwojowych. Zaliczył do nich stateczność poprzeczną statków i bezpieczeństwo lotników, a także zwiększanie prędkości, aspekty ekonomiczne i zastosowania specjalne. Autor zakończył rozważania uwagą o osiągnięciach firmy Breguet w tworzeniu samolotów do transportu zbiorowego. Na wystawie firma pokazała projekt statku dopracowany aerodynamicznie na 6 osób. Ponadto znane były już próby, w których jej dwupłaty unosiły w powietrzu 11–12 osób. Jarkowski wysnuł więc wniosek, że prawdopodobne jest, iż wkrótce „ukaze się pierwszy prawdziwie użyteczny omnibus powietrzny” [7].

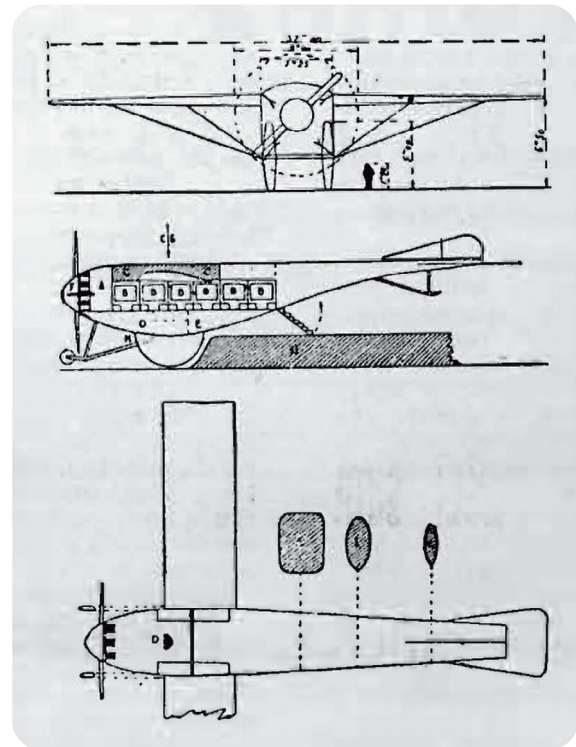


Ryc. 3. Karykatura z fantastyką – samolot transatlantyki firmy Continental

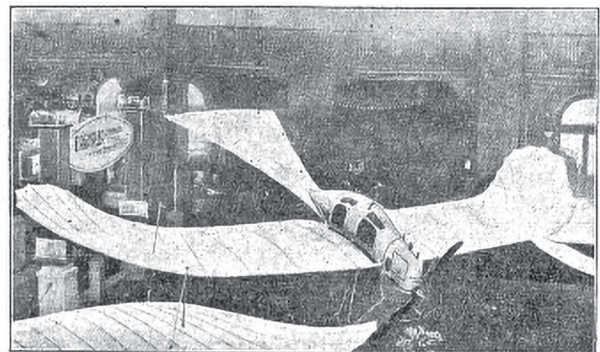
Do tego tematu nawiązuje krótka notatka o projektach omnibusów nawet na 100 pasażerów opracowana na podstawie informacji z pisma francuskiego [15]. Zaczepnięty z niej rysunek (ryc. 4) przedstawia projekt samolotu na 50 osób. Jego środek ciężkości znajduje się nad osią kół. Siłę ciągu zapewnia śmigło napędzane za pomocą łańcucha przez pięć silników, ułożonych w gwiazdę wokół wału śmigła. Autor napisał, że podaje tę informację za względu na oryginalność projektu, ale pomysły tego rodzaju są jeszcze „muzyką przyszłości”, dopóki nie zostanie rozwiązany problem stateczności we wszystkich sytuacjach niebezpiecznych.

Drugą znaczącą wystawą była impreza berlińska, zwana popularnie „ALA” (Allgemeine Luftfahrzeug Ausstellung). Relację z niej znajdujemy w jednym następnym numerów z 1912 r. [11]⁵. Autor wspominał o udziale w Komitecie wystawy m.in. takich osób jak hr. Zeppelin czy profesorowie Prandtl i Klein. Według niego była to impreza w dużym stopniu mająca na celu pokazanie stanu niemieckiego przemysłu lotniczego. Dominowały oczywiście płatowce, choć brak było „poważnych nowości”. Konstruktorzy skupili się na zmniejszaniu oporu i ciężaru własnego maszyn oraz zwiększaniu bezpieczeństwa; widoczne było dążenie do stworzenia jak najlepszych samolotów wojskowych. Autor omówił jedynie kilka z nich, zaprezentował też kilka silników.

Na fotografii (ryc. 5.) mamy jeden z eksponatów: płatowiec systemu Etrich-Rumpler berlińskiej firmy E. Rumpler, który autor nazwał „zbytkowną limuzyną powietrzną o dwóch siedzeniach, z zupełnie zamkniętą karoserją” [11]. Widać, że zamknięta kabina była jeszcze luksusem. Samolot miał ciężar 500 kg i powierzchnię nośną 32 m².



Ryc. 4. Kolejna fantazja – projekt samolotu na 50 osób



Ryc. 5. Limuzyna powietrzna firmy Rumpler

Również salon paryski 1913/14 został przedstawiony w miesięczniku [35]. Autor, K. Smogor, scharakteryzował imprezę jako wystawę wieńczącą rok tryumfów lotnictwa francuskiego. Zaliczył do nich przeloty Brindejonca, Garrosa, jak i rekordy wysokości Perreyona oraz prędkości Prévosta. Oferta wystawców, prawie wyłącznie francuskich, była imponująca – dziewiętnastu wytwórców pokazało 42 samoloty. Autor kolejno omówił eksponaty wszystkich wystawców, rozpoczynając od Blériota, Nieuporta i Morane-Saulniera, poprzez Bregueta i Farmana, kończąc na mniej znanych i nowych firmach. Każdy z obiektów opatrzony został metryczką zawierającą przede wszystkim dane o gabarytach, powierzchni, udźwigu oraz typie silnika i śmigła. Często też dodawano dotychczasowe osiągi aparatów już używanych. Wiele statków zostało przystosowanych do potrzeb wojskowych albo specjalnie skonstruowanych na zamówienie armii.

⁵ Tę samą wystawę zrelacjonował T. Blauth w „Czasopiśmie Technicznym” w 1912, o czym wspomina K. Pylak [46].

Relacje z pokazów lotniczych

Relacje z pokazów miały już pewną tradycję, zanim powstał „Lotnik i Automobilista”. Dla przykładu, „Przegląd Techniczny” w 1909 r. zamieścił poważne sprawozdanie autorstwa pięcioosobowej komisji z pierwszych kilkudniowych pokazów w Warszawie [39]⁶. Prezentowanym samolotem był, biorący wcześniej udział w innych pokazach, aeroplan braci Voisin z Billancourt, dwupłaszczynowiec skrzynkowy, ze sterem wysokości z przodu, sterem kierunku i śmigłem z tyłu (ryc. 6). Pozostałe dane to: silnik Antoinette o mocy 50 KM, powierzchnia płaszczyzn nośnych 45 m², ciężar z pilotem 525 kg. Sprawozdanie podawało szczegółowe dane z poszczególnych dni na temat pokonanej odległości, czasów, wysokości i wykonanych manewrów. Maksymalne wartości tych parametrów to wysokość 25 m, dystans – 3 km, czas – 3,5 min, a także dwa zakręty wykonane w czasie 1 i 0,5 min.



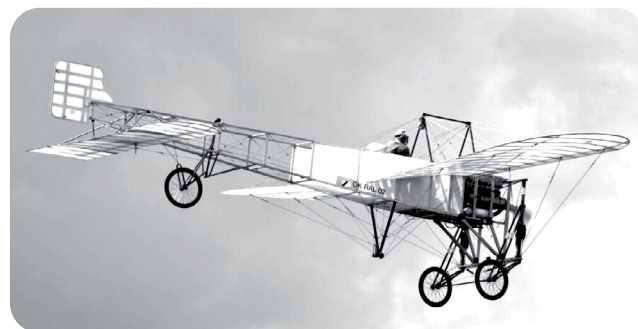
Ryc. 6. Dwupłaszczynowiec skrzynkowy firmy Voisin

Głównym problemem organizatorów pokazów był niekorzystny wiatr i zbyt mało przestrzeni do manewrów. W ostatnim dniu podwozie statku uległo uszkodzeniu przy lądowaniu. Wniosek ogólny komisji brzmiał [pisownia oryginalna]: „Przy dzisiejszym stanie rzeczy aeroplany wogóle nie są jeszcze maszynami, któreby mogły, w każdym czasie, na każdym terenie i przy każdym wietrze być zdątnymi do lotu”.

Okazało się, że o tych samych pokazach napisał również tygodnik „Świat” [41]. Autor wystąpił jako wyraziciel głosu publiczności, która nie była zadowolona z niezbyt efektownych i nie zawsze udanych pokazów. Postarał się jednak o wywiady z inżynierami Strzeszewskim i Zielińskim, fachowcami, którzy byli członkami komisji, o której pisaliśmy wyżej. Obaj znawcy tłumaczyli, że publiczność wcale nie została oszukana, że na tym etapie rozwoju lotnictwa nieudane starty zdarzają się nawet najbardziej doświadczonym pilotom na zagranicznych lotniskach. Poza tym dodali, że Pole Mokotowskie jest zdecydowanie za małe, najdłuższy jego wymiar to 400 m, natomiast do takich pokazów należało zapewnić obszar o wymiarach około 2 na 4 km. Ponadto pilot skarżył się na obecność ludzi na całym polu i trudności z bezpiecznym lądowaniem.

6 Należy dodać, że już dwa miesiące wcześniej Blériot przeleciał Kanał La Manche na swoim jednopłotowcu.

Interesującym i emocjonującym przedsięwzięciem jesieni 1910 r. był konkurs na przelot nad Alpami ze Szwajcarii do Mediolanu nad Wąwozem Simplonkim. Trasę przygotowano pod kątem stacji technicznych i punktów obserwacyjnych. Do konkursu zgłosiło się pięciu sławnych lotników, pierwsze próby nie były udane ze względów meteorologicznych. W końcu decyzje o lotach podjęli Chávez i Weymann. Jako pierwszy trasę przeleciał Jorge Chávez na samolocie Blériot (ryc. 7). Jednakże lądowanie pod Mediolanem zakończyło się tragicznie – samolot spadł z dużej wysokości, lotnik został ciężko ranny i po kilku dniach zmarł w szpitalu⁷. Prawdopodobnie zniszczeniu zmęczeniowemu uległy skrzydła samolotu – w prasie można znaleźć kilka relacji na ten temat [37, 47, 48].



Ryc. 7. Replika samolotu Blériot XI Cháveza

Wydarzeniem czerwca 1913 r. był przylot do Warszawy młodego zdobywcy wielu nagród, francuskiego lotnika Marcela Brindejona des Moulinais, na samolocie firmy Morane-Saulnier [29]⁸. Start miał miejsce w Paryżu, przystanki jeszcze we Francji i w Berlinie, a ostatecznym celem był Petersburg. Lot odbył się bez zbędnych reklam i zapowiedzi, wiedzieli o nim jedynie wąskie grono profesjonalistów. Brindejonc osiągnął rekordową prędkość lotu, a także wykonał go w ekstremalnie trudnych warunkach meteorologicznych. Autor relacji wyraził uznanie i optymizm, pisząc [pisownia oryginalna]: „Dziś już wobec tak świetnych wyników z całą stanowczością twierdzić wolno, że kwestja opanowania powietrza i kierowania aeroplanem została ostatecznie rozwiązana”.



Ryc. 8. Marcel Brindejonc z redaktorem inż. Z. Deklerem i hr. Michałem Scipio del Campo

7 Chávez, pochodzący z Peru, został bohaterem narodowym tego kraju. Jego imię nosi międzynarodowy port lotniczy w Limie.

8 W cytowanej relacji [29] podano notkę biograficzną pilota, z której wynika m.in., że zamierzał się on poświęcić lotnictwu wojskowemu.

Lotnik musiał pozostać dłużej w Warszawie ze względu na niepomyślną pogodę. Ten fakt wykorzystało środowisko miłośników lotnictwa i zorganizowało mu spotkania towarzyskie, m.in. w Klubie Automobilistów z udziałem redakcji i fotografa „Lotnika”, skąd pochodzi zdjęcie na ryc. 8. Autor relacji, cytując felietonistę pisma „Świat”, napisał, że przekraczanie przez Brindejonca granic państw bez konsekwencji (zwłaszcza Rosji) jest symbolem potęgi ducha ludzkiego i zapowiedzią „przyszłego braterstwa ludów”.

Odnotujemy jeszcze jedną serię pokazów w Warszawie. Do stolicy przyleciał wiosną 1914 r. sławny lotnik francuski Pégau, aby zaprezentować publiczności własne możliwości akrobacyjne, wykonane na samolocie Blériot z silnikiem o mocy 80 KM. Przez kilka dni wykonywał nad Polem Mokotowskim skomplikowane ewolucje, włącznie z lotem na plecach i pętlami. Zabierał wielu pasażerów, m.in. dwie panie oraz samego redaktora naczelnego „Lotnika”. Pasażerowie przed lotem podpisywali oświadczenia o uczestnictwie na własną odpowiedzialność. Pismo zamieściło krótką relację, z treści której wynika, że pisał ją sam Z. Dekler [36]. Następnie wydrukowano obszernie i barwne relacje dwu pasażerów. Pobytowi pilota towarzyszyły przyjęcia towarzyskie, jedno z nich zorganizowała sama redakcja.

„Lotnik” przedrukował interesujący zbiór krótkich wspomnień, które zebrano jedno z pism francuskich od ośmiu aktywnych i sławnych wówczas lotników [34]. Chodziło o najbardziej poruszające – ze względu na uczucie strachu – momenty w ich karierze awiatycznej. Pamiętajmy, że byli to ludzie, którzy nieustannie dążyli do pobicia kolejnych rekordów dystansu, pułapu i prędkości, a dziedzina ich działania była mało znana i wciąż atrakcyjna dla szerokiej publiczności. Niektórzy z nich, tak jak Gilbert, Garros, Brégi i Bielovucic, opisywali sytuacje związane z awarią sprzętu, które jednak udało się im opanować. Leblanc wspominał o zniesieniu przez wiatr nad trybuny pełne ludzi, Guillaux – o zniesieniu nad pełne morze i utracie orientacji. Gaubert pisał o strachu w czasie pierwszego lotu, a Weymann – o wstrząsie z powodu śmierci przyjaciela, który spadł na ziemię w samolocie, którym przed chwilą leciał on sam.

Artykuły problemowe i naukowe

„Lotnik” publikował również artykuły naukowe, mające przybliżyć zainteresowanemu techniką czytelnikowi teorię i praktykę lotu w powietrzu, podać aktualne poglądy na ten temat czy też podsumować dotychczasowy rozwój i dalsze perspektywy lotnictwa. Omówimy skrótowo kilka takich pozycji.

Cykl rozpoczął czteroczęściowy artykuł *ABC lotnictwa* [3], zamieszczony w początkowych numerach pisma. Autor rozpatrzył najpierw prawa rządzące oporem przy ruchu ciał w powietrzu. Następnie przeanalizował lot najprostszych statków – latawców i szybowców. Na podstawie wzorów badał geometrię i siły występujące podczas ich lotu. W końcowej części, poświęconej samolotom, przeszedł do problemu stateczności poprzecznej i podłużnej. Zwrócił uwagę na to, że w ruchu samolotu występuje sześć stopni swobody, bez żadnych ograniczeń w postaci

podpór. Omówił rolę sterów i lotek, zwłaszcza przy skomplikowanym manewrze zwrotu, a także zwrócił uwagę na konieczność praktycznych umiejętności pilota m.in. przy jednoczesnym użyciu sterów i lotek przy skręcie.

Jeszcze w 1912 r. ukazał się w „Lotniku” artykuł prof. Hubera podsumowujący stan i dalsze możliwości lotnictwa [6]. Autor odnotował obserwowany w tej dziedzinie schyłek podejścia sportowego i początek zastosowań praktycznych. Przede wszystkim wzrastał stopień wojskowego wykorzystania samolotów. Trwała właśnie wojna włosko-turecka o Libię i na podstawie wiadomości z tego frontu autor przewidywał bliskość chwili, gdy wojna w powietrzu stanie się rzeczywistością, a nie tylko produktem fantastyki.

Natomiast w zastosowaniach cywilnych samolot był ciągle jeszcze zbyt drogi i mało efektywny. Jedyne jego przewagą była prędkość, co stwarzało perspektywy zastosowań pocztowych i w przewożeniu klientów biznesowych. Autor artykułu przeprowadził rozważania na temat możliwości zwiększenia prędkości – głównie drogą zmian konstrukcyjnych płatowca i silnika oraz zmniejszenia oporu czołowego ruchu. W tym aspekcie jako problem dostrzegał konieczność zaabsorbowania przez podwozie przy lądowaniu rosnącej wraz z prędkością energii kinetycznej. Niemniej jednak przewidywał, że w ciągu paru lat zasięg lotu może wzrosnąć do 1000 km (w innym miejscu wspominamy, że nastąpiło to już we wrześniu tego roku), a prędkość – do 150 km/h.

Najprawdopodobniej sam redaktor naczelny zamieścił podsumowanie postępów lotnictwa w roku 1911 [10]. Stwierdził, że lotnictwo jako sport rozwijało się zadowalająco – dokonano bowiem wielu rekordowych lotów. Jednakże nie można było pozytywnie ocenić postępów przemysłu lotniczego. Według niego sytuacja przemysłu była ruchem wstecz, jeśli nie upadkiem. Na poparcie tej tezy przeprowadził krótki przegląd stanu przemysłu w poszczególnych krajach.

Najlepiej było oczywiście we Francji, gdzie firmy Nieuport, Farman i Breguet miały wciąż duże obroty dzięki dotychczasowej dominującej pozycji na rynku i zamówieniom wojskowym. Wiele firm jednak przeżywało duże trudności albo zbankrutowało. W Warszawie upadły zakłady Awiaty i nie było nadziei, aby siłami i kapitałami krajowymi można było je ponownie uruchomić. Przemysł austriacki rozwijałby się lepiej przy odpowiednim wsparciu ze strony rządu. Ogólna sytuacja charakteryzowała się brakiem pomysłów i kapitałów, a podobne perspektywy autor przewidywał na rozpoczęty właśnie rok 1912.

W merytorycznej notatce [9] K.W. Toporski przedstawił budowę i zasadę działania powstałego we Francji, dość prostego przyrządu do mierzenia prędkości ruchu w powietrzu. Najpierw obszernie uzasadnił potrzebę znajomości przez pilota prędkości lotu, zwłaszcza faktu zbyt dużego jej zmniejszenia (przepadanie) albo przekroczenia bezpiecznej dla konstrukcji wartości maksymalnej. Aparat zbudowany był w ten sposób, że wystawiony na działanie prądu powietrza balonik poprzez układ dźwigni, zaopatrzonego w sprężynkę i ciężarek, przekazywał na wskazówkę przemieszczenie proporcjonalne do siły nacisku. Wskazówka pokazywała właściwie odchylenie prędkości od wartości wyskalowanej podczas normalnego lotu.

Sprawie bezpieczeństwa i wpływu na nie prędkości lotu poświęcony został artykuł tego samego autora [12]. Stwierdził on na wstępie, że w tej kwestii istniał spór między dwiema szkołami: jedna mówiła, że zwiększanie prędkości powiększa bezpieczeństwo pilota, druga – że większa prędkość to wzrost niebezpieczeństwa, zwłaszcza przy starcie i lądowaniu. Zapoznał też czytelnika z argumentacją obu stron. Przy okazji możemy się dowiedzieć, że maksymalna uzyskiwana wówczas prędkość to 180 km/h, natomiast najczęściej osiągano prędkości z przedziału 80–90 km/h. W podsumowaniu autor zaproponował kompromis między zwolennikami skrajnych tendencji, zwłaszcza że lotnictwo wciąż się rozwijało i można było jeszcze wiele osiągnąć dla dobra przyszłości awiacji.

Witold Rumbowicz, podsumowując rok 1912 w lotnictwie [18]⁹, stwierdził, że stało się ono gałęzią techniki i przemysłu i weszło w fazę powolnego, systematycznego rozwoju. Porównał ten proces do ewolucji, jaką wcześniej przeszedł transport samochodowy. W odniesieniu do aktualnego stadium rozwoju – podobnie jak wyżej cytowany autor – zwrócił uwagę na znaczną różnorodność w budowie płatowców i na dwie tendencje w ich konstruowaniu. Z jednej strony mieliśmy do czynienia z dążeniem do zwiększania prędkości lotu, z drugiej – z jej ograniczaniem ze względów bezpieczeństwa i ekonomiki. W nowo budowanych samolotach autor zauważył dążenie do zwiększania prędkości, natomiast jego zdaniem nie przywiązywano należytej wagi do kwestii bezpieczeństwa i lądowości. Wzmacniano jedynie konstrukcję skrzydeł, a nie zajmowano się podwoziem, które nie wytrzymało obciążeń przy lądowaniu ze zwiększoną prędkością. Można było natomiast odnotować wyraźne postępy w konstrukcji hydroplanów. Aspekt wzrostu ogólnego bezpieczeństwa lotów przejawiał się w procentowym zmniejszaniu się liczby katastrof i ofiar śmiertelnych.

Również doświadczalna strona lotnictwa była przedmiotem zainteresowania redakcji. O ciekawym francuskim pomysle na badania aerodynamiczne poinformowano w krótkiej, niesygnowanej, opatrzonej fotografiami notatce [20]. Poddany badaniom jednopłat Blériota został zamocowany w pozycji do lotu na odkrytej platformie kolejowej dołączonej do krótkiego pociągu. Pociąg poruszał się po torze o długości 3 km z prędkością dochodzącą do 110 km/h. Załogę stanowiło dwóch oficerów wykonujących operacje, które wykonuje się podczas lotu. Trzecią osobą był pasażer, który obserwował i notował spostrzeżenia dotyczące zachowania się samolotu. Efektem doświadczeń były pewne uszkodzenia, które wystąpiły po kilku cyklach badań i mogły dostarczyć przesłanek do zmian konstrukcyjnych.

Cytowany wcześniej Witold Jarkowski był zwolennikiem opierania prac teoretycznych na badaniach laboratoryjnych. W obszernym artykule [20] podsumował stan badań aerodynamicznych, wskazał na główne problemy w realizacji i dalsze perspektywy. Przede wszystkim stwierdził,

że potrzeba takich badań była bezdyskusyjna już w tamtym czasie i w wielu ośrodkach naukowych i przemysłowych tworzono laboratoria służące rozwojowi lotnictwa. Sklasyfikował i przedstawił w formie tabeli możliwe oraz stosowane podejścia do badania ruchu ciał w powietrzu. Jako przyszłościowe określił eksperymenty przy sztucznie wywołanym ruchu powietrza. Wymagały one jednak zastosowania małych obiektów (modeli), a prawa podobieństwa mechanicznego dla tych zjawisk nie były jeszcze ostatecznie ustalone. Pewniejsze wyniki pomiarów można było otrzymać z obiektu rzeczywistego podczas lotu w powietrzu (we Francji już wówczas dostępnych było kilka takich laboratoriów).

„Lotnik” pozostawił też dowód na to, że już w pierwszych latach rozwoju branży lotniczej urządzano międzynarodowe kongresy, poświęcone tej tematyce [31]. Szósty kongres był zdominowany przez tematykę wojskową. Jednakże w części cywilnej przedstawiono np. odczyt o próbach lotu nad Saharą i planach realizacji stałych połączeń pomiędzy koloniami. Uwagę zwrócił odczyt o możliwości zastosowania w lotnictwie silników reakcyjnych (odrzutowych). Ponadto autor relacji, znany popularyzator tematów lotniczych, odnotował znaczący wzrost zainteresowania dotychczasowych teoretyków badaniami w laboratoriach aerodynamicznych. Jako tematykę kolejnego zjazdu przyjęto turystykę powietrzną, by podkreślić także kulturotwórczą rolę lotnictwa, nie tylko jego aspekty militarne.

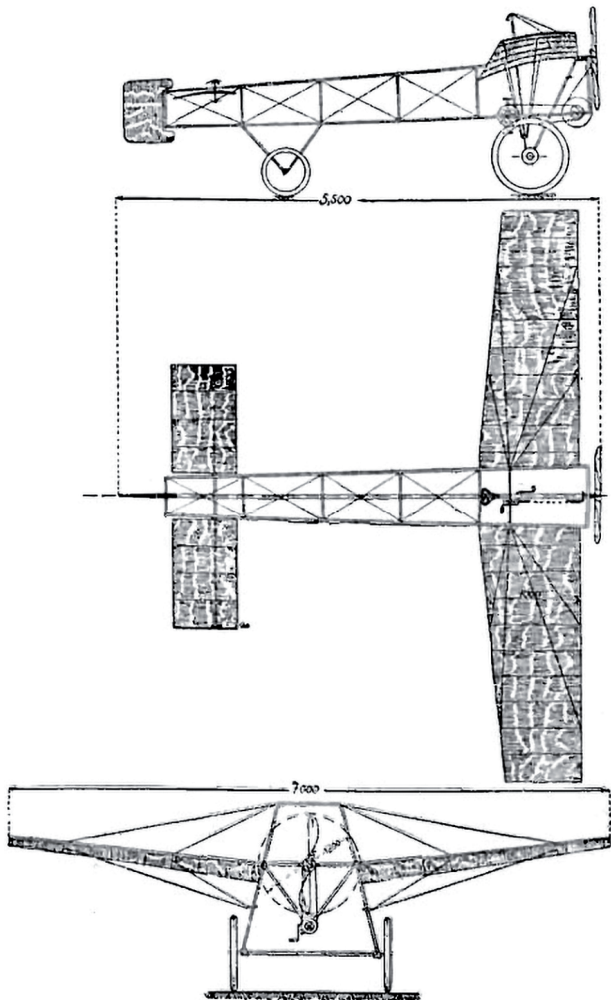
W rozwoju lotnictwa statki powietrzne napędzane siłą ludzkich mięśni poprzedziły fazę tych napędzanych silnikiem i śmigłem. Stanowiły one bezpośrednie nawiązanie do lotu ptaków. Mimo iż nigdy nie były znaczącą opcją urządzeń umożliwiających latanie, to jednak pewne zainteresowanie towarzyszy do dziś ich wykorzystaniu, o czym świadczy artykuł o mięśniolotach [45]. Redakcja „Lotnika” podjęła podobny temat, relacjonując wyniki konkursu rowerów latających, poruszanych siłą mięśni człowieka, zorganizowanego we Francji [19]. Można wywnioskować, że autor niesygnowanego tekstu był zdecydowanym przeciwnikiem takich eksperymentów, niemniej jednak rzeczowo przedstawił wyniki konkursu.

Warunkiem kwalifikacji był lot (skok) na odległość 10 m na równym terenie. Spełniły go nawet niektóre pojazdy bez śmigła. Jednym z opisanych rozwiązań był rower hr. Puiseux (ryc. 9). Jego ogólny wygląd był zbliżony do statków silnikowych. Napęd rowerowy dotyczył tylko śmigła, trzykołowe podwozie nie było napędzane. Przekładnia przenosząca napęd od pedałów do wału śmigła składała się z łańcucha, dwóch kół walcowych i dwóch stożkowych. Śmigło mogło osiągać prędkość do 1000 obr/min. Pojazd ten przeleciał dystans 11 m, choć były i takie, które osiągnęły dużo większą odległość.

Autor tekstu w kilku miejscach dał wyraz swojemu niechętnemu stosunkowi do tego sportu jako niewpływającego zupełnie na rozwój lotnictwa. Pisał, że „przeszkodą prawie nie do przewyciężenia pozostanie fizyczne niepodobieństwo, by człowiek mógł o swej sile wykonać lot sztuczny indywidualny” [19]. Przywołał też względy zdrowotne, bo badania lekarskie wskazywały, że cyklicznie częściej chorowali na serce, a nawet nerki i wątrobę, a lot rowerem wymagał

⁹ Wspomniany tu autor napisał również książkę pt. *Samochód i płatowiec*, był obywatelem Królestwa, absolwentem lwowskiej politechniki, wybitnym konstruktorem samolotów działającym we Lwowie, a po I wojnie m.in. dyrektorem w Zakładach Mechanicznych Plage i Laśkiewicz w Lublinie.

ogromnego wysiłku. Redaktor stanowczo odradzał uprawianie tego sportu, „gdyż byłoby grzechem dla tak małą znaczącej idei ryzykować siły i zdrowie ludzkości”. Na koniec polecił jako sportową i zdrowszą alternatywę lotów dynamicznych – szybownictwo (lot ślizgający się i unoszący).



Ryc. 9. Jeden z latających rowerów

Interesujące są rozważania na temat powstającego wówczas zawodu pilota, zwanego przez autora „lotniczym” [28]. Oczywiście zajęcie to różniło się od jego dzisiejszego odpowiednika – nie było jeszcze lotnictwa pasażerskiego i towarowego, a lotnictwo wojskowe dopiero zaczynało funkcjonować. Lotnictwo cywilne było rodzajem wymagającego sportu, polegało głównie na uczestnictwie w pokazach i zawodach. Jednakże istniał już Międzynarodowy Związek Aeronautyczny, który przyznawał patenty pilota po wykazaniu się odpowiednimi umiejętnościami praktycznymi przed uprawnioną komisją. Właściciele patentów było już we Francji około 1200, a w Niemczech – 300.

Zapotrzebowanie na nowych lotników było wówczas właściwie zaspokojone, zajęcie to nie mogło być jednak głównym źródłem utrzymania. Więcej nawet – żeby przejść szkolenie i zdobyć patent, trzeba było posiadać spory kapitał na koszty utrzymania za granicą, nauki pod opieką instruktora i ewentualny koszt aparatu. Głównym źródłem

spodziewanych dochodów były nagrody dla zwycięzców zawodów i opłaty za oblatywanie nowych typów statków, a w tej dziedzinie istniała silna konkurencja. Perspektywę dalszych dochodów dawało uzyskanie stanowiska nauczyciela latania lub pracownika firmy produkującej samoloty.

Po przejęciu patronatu nad „Lotnikiem” przez Związek Awiacyjny

W numerze 5 z 1913 r. redakcja zawiadomiła czytelników o uznaniu pisma za oficjalny organ Związku Awiacyjnego słuchaczy politechniki we Lwowie, jedynej wówczas polskiej organizacji lotniczej [25]. Poczytywano sobie za duży sukces to, że we Lwowie dostrzeżono działalność pisma i w pełni pozytywnie ją oceniono (redakcja wspominała przy okazji o jawnej niechęci i złej woli środowiska warszawskiego). Grupa lwowska była związana ze Szkołą Politechniczną, jedyną wówczas polską wyższą uczelnią techniczną. Liczono na to, że publikowanie prac wybitnych lwowskich profesorów podniesie znacznie poziom pisma i ożywi go nowymi inicjatywami. „Lotnik”, jedyne polskie czasopismo lotnicze w tym okresie, miał w ten sposób szansę stać się równorzędnym periodykiem obok najlepszych wydawnictw światowych. Następny numer otrzymał już zmienioną winiętę (ryc. 10) – obok dotychczasowego patrona pojawił się znak i nazwa Związku, a kolejne numery podawały jego władze i spis członków. Warto zaznaczyć, że wśród członków honorowych był Stefan Drzewiecki, kuratorem Związku był prof. Maksymilian T. Huber, a przewodniczącym doc. Władysław Florjański. Do członków wspierających należeli rektor E. Hauswald i profesorowie K. Bartel, Z. Sochacki, W. Suchowiak oraz doc. J. Krause.

W kolejnym numerze przedstawiono krótko historię i aktualną działalność Związku [26]. Powstał on w jesieni 1909 r., a w czerwcu 1910 r. zaczęto prace nad samolotem Jana Webera, nad organizacją wystawy awiacyjnej i pokazów lotniczych. Ukończony samolot uległ zniszczeniu przy próbach i w wypadku losowym. Wystawa się odbyła, jednak nastąpił okres zniechęcenia i zagrożenia bytu Związku. Wspomniano też o wzmacniającej negatywne nastroje likwidacji lwowskiego i warszawskiego towarzystwa Awiata. Jednak lotnicza młodzież się nie poddała. Urządzono profesjonalną bibliotekę, podjęto na nowo wykłady i zorganizowano wystawę modeli lotniczych. Działalność ta spotykała się z życzliwością i poparciem władz uczelni. Perspektywicznie Związek dążył do zorganizowania katedry, a przynajmniej docentury lotnictwa. Fakt ten potwierdza notatka w „Przeglądzie Technicznym”, w której wspomniano o staraniach o katedrę, podjętych już (bezpłatnych) wykładach, jak również o tunelu aerodynamicznym [43].

Więcej światła na ten problem rzuca relacja z inauguracji kolejnego roku działalności Związku [33]. Chodzi o rok 1913/14. Spotkanie odbyło się w listopadzie 1913. Sprawozdawca przedstawił aktualny stan działań sekcji budowy aparatów, która kończyła właśnie prace nad samolotem braci Florjańskich oraz nad szybowcem, który też miał być niebawem użytkowany. Ponadto autor wspomniał o złożeniu w kwietniu memoriału do grona profesorów na temat

potrzeby powołania katedry lub docentury lotnictwa. Grono ustosunkowało się do propozycji pozytywnie, jednak nie mogło jej zrealizować z powodu braku funduszy. Przeznaczyło jednak pewną subwencję dla profesora, który miał rozpocząć wykłady o lotnictwie.

Dalsze ambitne plany przewidywały zorganizowanie teoretycznego kursu lotnictwa, w ramach którego miały być wygłaszane wykłady o rozwoju lotnictwa, teoretycznych zasadach lotu i budowie statków powietrznych oraz konstrukcji silników lotniczych. Kurs ten miał stanowić wstęp do wykładów prof. M. T. Hubera z aerodynamiki. Spotkanie zakończyły wystąpienia merytoryczne prof. Hubera i doc. W. Florjańskiego.



Ryc. 10. Winieta „Lotnika i Automobilisty”

Od numeru 5 z 1914 r. w winiecie miesięcznika pojawił się nowy partner. Prócz dotychczasowych napisów zamieszczono informację, że pismo jest również organem Polskiego Związku Awiacyjnego w Leodium (Liège w Belgii). Nie podano bliższych wyjaśnień. Numer 7 z tego roku był ostatnim wydanym numerem czasopisma.

Wiosną 1913 r. Związek Awiatyczny urządził w sali Politechniki wystawę modeli lotniczych. Autor relacji [24], zastępca przewodniczącego Związku, uznał ją za skromną, ale skupiającą uwagę publiczności i zapowiadającą wzrost zainteresowania tematyką lotniczą po niepowodzeniach projektów inż. Webera. Omówił ciekawsze eksponaty, doceniając precyzję i staranność wykonania modeli obiektów istniejących, a także latających modeli nowych statków powietrznych. Dla tych ostatnich przeprowadzono konkurs, w którym komisja złożona m.in. z profesorów: Hauswalda, Hubera i Sochackiego nagrodziła model braci Florjańskich, a także autora relacji.

W jednym z kolejnych numerów ten sam autor, kontynuując temat, poświęcił krótką notatkę sprawie budowy modeli samolotów [27]. Powołał się na przykłady popularności tego zajęcia za granicą. Wyróżnił grupę dokładnych modeli istniejących aparatów oraz grupę modeli latających, mogących dostarczyć wstępnej wiedzy doświadczalnej

konstruktorom rzeczywistych samolotów. Zwrócił uwagę na konieczność posiadania przez budowniczych takich modeli wiedzy lotniczej i praktycznej. Wyraził też nadzieję, że redakcja „Lotnika” będzie chętnie gościła reprezentantów „tej drobnej gałęzi lotnictwa”.

Na temat znaczenia modeli w pracach konstruktorów lotniczych wypowiedział się też Tadeusz Florjański, szef sekcji budowy aparatów Związku Awiatycznego [30]. Zauważył, że budowa modeli staje się coraz bardziej poważaną dziedziną prac inżynierskich. Doceniają ją zarówno uczeni-badacze, jak i producenci nowych samolotów. Podobnie jak poprzednik, podzielił modele na dwie grupy. Pierwsza to dokładne odtwarzanie rzeczywistych samolotów – zadanie trudne ze względu na niedostępność dokumentacji i danych technicznych (efekty tych prac były jednak wartościowe ze względów dydaktycznych i jako wstęp do innych prac konstrukcyjnych). Druga grupa to modele schematyczne, służące badaniom nad nowymi statkami. Tu autor zwrócił uwagę na konieczność zachowywania warunków podobieństwa (przede wszystkim skali i innych parametrów), notowania ich i porównywania z wynikami różnych wersji i przypadków, a w końcu wyciągania wniosków ważnych w konstruowaniu. Jako optymalną podziałkę wymiarów modelu („wymiarkę”, jak pisał) zalecał stosunek 1:10.

J. K. Michalewski po raz pierwszy poruszył problem kosztów eksploatacji w konstruowaniu samolotu, relacjonując jeden z artykułów z prasy niemieckiej [32]. Zwrócił uwagę, że dotychczas dla konstruktorów ważna była zdolność lotu i stateczność, czasem względy estetyczne, natomiast najnowsze opracowania przynosiły coraz częściej analizy ekonomiczne zarówno kosztów samego statku powietrznego, jak i konkretnych lotów oraz całej eksploatacji. Autor przytoczył szczegółowe analizy wskaźników eksploatacyjnych oraz ruchu samolotu przy zmiennym kierunku wiatru. W podsumowaniu stwierdził, że największy wpływ na koszty wykorzystania samolotu ma kilka istotnych współczynników, np. stosunek ciężaru użytecznego do całkowitego, który powinien być jak największy. Minimalizować należało natomiast ciężar silnika oraz zużycie paliwa, przypadające na 1 KM mocy. Konieczne było też dążenie do zmniejszania oporów ruchu poprzez dobór odpowiednich kształtów elementów samolotu.

Działania Redaktora po zamknięciu pisma

Zygmunt Dekler był bardzo aktywną osobą w warszawskim środowisku miłośników lotnictwa. Jak wiadomo, założył i prowadził przez kilka lat czasopismo, o którym tu piszemy. Prócz tego występował na różnych imprezach lotniczych – zawodach czy tzw. wzlotach, często je sędziował i oceniał. Spotykał się także z wieloma lotnikami, także z zagranicy. Organizował dla nich spotkania z udziałem warszawskiej elity. Utrzymywał kontakty ze środowiskami lotniczymi we Francji, często wyjeżdżał i publikował swoje spostrzeżenia. Przykładem jest np. relacja *Z wrażeń podróży* z marca 1913 r. [40]. Redaktor opisał spotkania z okazji sukcesów Belovucica, który przeleciał Simplon, i Bidera, który przeleciał Pireneje i dotarł do Madrytu. Brał także udział

w pogrzebie tragicznie zmarłego Karola Nieuporta, brata i kontynuatora działalności Edwarda, który zginął rok wcześniej. Dekler był też obecny podczas nominacji nowego prezesa francuskiego aeroklubu. Podsumowując relację stwierdził, że lotnictwo we Francji rozwijało się, jednakże przemysł przeżywał pewne przesilenie. Konstruktorzy skupili się w tym czasie na kwestii automatycznej stateczności, bez rozwiązania której cywilne zastosowanie samolotów wciąż było ograniczone.

Zaprzestanie wydawania pisma „Lotnik i Automobilista” w 1914 r. spowodowane było wybuchem wojny. Jeszcze przez rok Warszawa była okupowana przez Rosjan i jednocześnie bombardowana przez zbliżających się Niemców. W sierpniu 1915 r. do miasta wkroczyły wojska niemieckie. Jesienią nowy okupant w ramach zjednywania sobie Polaków zezwolił na powołanie politechniki i uniwersytetu oraz wielu szkół polskich. Mimo trudnej sytuacji gospodarczej i bytowej ludności działalność środowisk polskich zmierzała do odbudowy normalnego funkcjonowania państwa polskiego, m.in. działała POW, powstała Tymczasowa Rada Stanu.

W grudniu 1916 r. powołane zostało w Warszawie Polskie Towarzystwo Żeglugi Napowietrznej [40]. Celem tego aktu było stworzenie organizacji, która umożliwiłaby udostępnienie lotnictwa szerszemu ogółowi, aby stało się ono sprawą ogólnospołeczną i narodową. Dotychczas, mimo przeszkód zewnętrznych ze strony zaborców, udawało się rozwijać idee lotnicze i wychowywać ludzi wykształconych, oddanych sprawie. Ważną rolę odgrywała tu oczywiście działalność wydawnicza.

Jednym z inicjatorów powstania Towarzystwa był inż. Zygmunt Dekler, a statut i podanie o legalizację podpisały takie osoby jak: książę Zdzisław Lubomirski, gen. hr. Stanisław Szeptycki, bryg. Józef Piłsudski, książę Ferdynand Radziwiłł, Stanisław Patschke, rektor Politechniki Warszawskiej. W lutym 1917 r. na zebraniu organizacyjnym było już ponad 200 osób. Zygmunt Dekler wygłosił referat o lotnictwie polskim, został też wybrany do sześciuosobowej Komisji Wykonawczej Towarzystwa.

Na jego wniosek Towarzystwo zorganizowało Kursy Lotnicze, mające głównie teoretycznie przygotowywać kadry dla przyszłego lotnictwa polskiego. Powołano kilkunastoosobowe kuratorium kursów i pięciosobowy zarząd, w którym Dekler otrzymał funkcję kierownika technicznego. Został też wykładowcą historii lotnictwa, z uwzględnieniem lotnictwa polskiego. Oprócz niego zajęcia prowadziło jeszcze dziewięć osób – profesorów, doktorów i inżynierów. Zajęcia trwały od lutego do maja. Zgłosiło się 260 słuchaczy, przeciętnie uczestniczyło w wykładach 150 osób. Kursy kończyły się egzaminem, który, jak podają inne źródła, zdało 73 uczestników. Otrzymali oni dyplomy i specjalne odznaki (ryc. 11). Byli to później pionierzy powstającego lotnictwa wolnej Polski.

Kierownictwo kursów wydało pozycję książkową, o której była wyżej mowa, mającą upamiętnić organizację, prowadzących i uczestników szkolenia. Książka była także kompendium wiedzy, przekazywanej podczas kursów, stąd dołączone do niej artykuły wykładowców. Patriotyczny cel kursów został jasno określony we wstępie redakcyjnym. Kursy te „kojarząc pragnienie woli z jej wytrwałością w przeprowadzeniu zadania, dały krajowi naszemu pierwszy zastęp wykwalifikowanych

fachowców w chwili, kiedy posiadanie takich gotowych sił w tej dziedzinie nie może być dla przyszłości tego kraju obojętnym faktem”. Natomiast zebranie w jednym wydawnictwie informacji organizacyjnych oraz treści merytorycznych miało być „jednym z zasadniczych materiałów dla historii powstawania polskiej siły wojskowej, od której – wierzymy w to wytrwale i mocno – i przyszłość nasza zależy” [40, s. 6].



Ryc. 11. Odznaka absolwenta Kursów Lotniczych Polskiego Towarzystwa Żeglugi Napowietrznej

Tematyka artykułów była dość szeroka. Obejmowała samą technikę lotniczą, budowę płatowców i wytrzymałość materiałów, dotychczasowy rozwój lotnictwa, aerostatykę i aerodynamikę, meteorologię, łączność, ale także silniki spalinowe i samochody. Tekst Deklera nosił tytuł *Lotnictwo na usługach wojny wszechświatowej* [40, s. 25–32].

Autor zauważył na wstępie, że nigdy dotąd technika nie wpływała tak na przebieg i wyniki konfliktów jak podczas tej, trwającej wciąż jeszcze, wojny światowej. Dotyczyło to również lotnictwa. Gdy już nastanie pokój, narody będą musiały ze zdwojoną energią nadrobić w swoim rozwoju stracony czas walk i zniszczeń. Nasz naród był w szczególnej sytuacji, bowiem „Polak stający do dzieła odbudowania i urządzania z nowa swojej wolnej już i niepodległej ojczyzny, większe ma przed sobą od innych narodów zadanie, bo dopędzić je musi na drodze postępu i zdobyć to, co inni już posiadają” [40]. Jedną z takich dziedzin było lotnictwo, rozwijane do tej pory nawet w dużo mniejszych, ale niepodległych krajach.

Wcześniej, przed wybuchem wojny, do celów wojskowych używane były balony, a po jej wybuchu – z aerostatów – głównie sterowce. Jednakże czas wojny to przede wszystkim zastosowanie samolotów, szczególnie dwupłatów. W pierwszych latach światowego konfliktu liczba samolotów w walczących armiach lawinowo rosta. O ile na początku najwięcej maszyn mieli Francuzi, to wkrótce wyprzedzili ich Niemcy. Na dalszych miejscach była Anglia, Austria oraz Rosja. Standardowym wyposażeniem płatowca był karabin maszynowy – który już pod koniec wojny mógł

strzelać w kierunku lotu – oraz bomby, zrzucające ręcznie lub mechanicznie.

Autor opisał warunki, które musiał spełniać pilot wojskowy, a szczególnie obserwator, będący z reguły drugim, ale ważnym członkiem załogi. Dotyczyły one szczególnie stanu zdrowia, ogólnej wytrzymałości, sprawności i spstrzegawczości. Podał też przykłady akcji i operacji, w których przydatne było lotnictwo. Za pierwszorzędną uznał funkcję obserwacyjną i informacyjną, dopiero na dalszej pozycji stawał możliwość bezpośredniego ataku z powietrza czy nawet desantu. Według niego trzy lata wojny pchnęły lotnictwo w rozwoju o kilkadziesiąt lat do przodu.

Co do przyszłości lotnictwa istniały wówczas różnorodne poglądy. Zdaniem Deklera przyszłość samolotu to jedynie szybkie przeloty w przestrzeni. Sądził, że nie będzie on tak popularny jak samochód czy pociąg. Za fantazję, która być może będzie zrealizowana, uznał stan komunikacji pasażerskiej, z którym my mamy do czynienia obecnie.

Zakończenie

W artykule przedstawiliśmy przegląd problematyki, którą zajmowało się pismo „Lotnik i Automobilista” wychodzące w Warszawie przez około cztery lata przed I wojną światową. Było ono redagowane przez Zygmunta Deklera i bez wątplenia można je uznać za pierwszy polski periodyk programowo zajmujący się popularyzacją szerokiej gamy zagadnień związanych z lotnictwem i techniką lotniczą.

W swoich początkach lotnictwo było rodzajem elitarnego sportu, więc czasopismo poświęcało wiele miejsca osiągnięciom, rekordom i wyczynom odważnych pilotów. Rekordy te zresztą zmieniały się z miesiąca na miesiąc, a nawet częściej, a do plejady najwybitniejszych dochodziły wciąż nowe nazwiska. Podawano też informacje o tragicznych wypadkach lotników. Ponadto czasopismo o tym profilu musiało zajmować się wystawami i pokazami, na których prezentowano najnowsze osiągnięcia techniki lotniczej – wykonane i projektowane samoloty, silniki, śmigła i inne elementy osprzętu.

Zgodnie z przyjętą misją czasopismo miało łączyć treści popularne z elementami wiedzy i nauki. Dlatego zamieszczało także artykuły popularnonaukowe, aby wytworzyć u czytelnika zainteresowanie poważniejszymi problemami i pokazać oparte na wiedzy uwarunkowania, opisać zjawiska aerodynamiczne związane z ruchem w powietrzu, a także poruszyć problemy ekonomiczne i społeczne.

W problematyce pisma wyodrębniono wątek jego związków ze środowiskiem lwowskim, które już wcześniej przeszło fazę początkowych doświadczeń w budowie i prób pierwszych samolotów. Związki te zaowocowały kilkoma cennymi publikacjami i relacjami, a pismo stało się oficjalnym organem Związku Awiatycznego studentów politechniki.

Dowodem na to, że czasopismo zajmowało się wieloma aspektami żeglugi powietrznej był niesygnowany artykuł o modzie na stroje pań-lotniczek [14]. Autor stwierdził, że coraz więcej kobiet lata w roli pasażerek, a często i pilotów. O ile męskie kostiumy lotników były proste i praktyczne, o tyle w przypadku pań objawiała się „odwieczna kokieterja

i dążność do podobania się w każdej sytuacji” [14]. Po omówieniu kilku wersji preferowanych przez panie ubiorów autor zauważył, że ostatnim krzykiem mody był jednoczęściowy kombinezon panny Harriet Quimby, jedwabny na wełnianym podbiciu, z kapturem i pantalonami, które łatwo można było przekształcić na spódnicę, używaną poza samolotem. „Wdzięk nie powinien opuścić kobiety nawet na zawrotnych wyżynach. [...] Połączenie praktyczności z elegancją i przeczności z wdziękiem” [14] to nowe zadanie kobiet lotniczek.

Automobilizm był drugim ważnym działem tematycznym czasopisma. Pisano o nowych rozwiązaniach konstrukcyjnych – silnikach, układach jezdnym, zawieszaniach i kabinach. Zamieszczano relacje z wystaw i salonów. Zajmowano się również wymiarem sportowym automobilizmu, a więc rajdami i wyścigami. Tu również były interesujące osiągnięcia i rekordy.

Bibliografia:

Artykuły w czasopiśmie „Lotnik i Automobilista”

(układ chronologiczny):

- [1] *Lotnik i Automobilista*. [b.a.]. (1911), 1(1), s. 1–2.
- [2] W. (1911). Polska fabryka aeroplanów. *Lotnik i Automobilista*, 1(1), s. 13.
- [3] Jarkowski, W. (1911). ABC lotnictwa. *Lotnik i Automobilista*, 1(3), s. 1–3, 2(4), s. 5–8, 3(5), s. 9–12, 4(6), s. 2–4.
- [4] Ż-ański, O. (1911). Co jutro? *Lotnik i Automobilista*, 1(3), s. 11–12.
- [5] Ofiary lotnictwa. [b.a.]. (1911). *Lotnik i Automobilista*, 1(6), s. 1–2.
- [6] Huber, M.T. (1912). Rzut oka na obecny stan i najbliższą przyszłość lotnictwa. *Lotnik i Automobilista*, 2(2), s. 1–3.
- [7] Jarkowski, W. (1912). Wrażenia techniczne z wystawy w Paryżu. *Lotnik i Automobilista*, 2(2), s. 3–7.
- [8] Toporski, K.W. (1912). Wystawa lotnicza w Paryżu. 3-me Salon Aeronautique. *Lotnik i Automobilista*, 2(2), s. 7–15.
- [9] Toporski, K.W. (1912). Aparat do wskazywania szybkości płatowców. *Lotnik i Automobilista*, 2(3), s. 1–2.
- [10] Z. D. (1912). Przemysł lotniczy w r. 1911. *Lotnik i Automobilista*, 2(4), s. 8–9.
- [11] Haberkant, S. (1912). Wystawa Lotnicza – Berlin 1912. *Lotnik i Automobilista*, 2(5), s. 3–8.
- [12] Toporski, K.W. (1912). Dwa prądy w lotnictwie współczesnym. *Lotnik i Automobilista*, 2(9), s. 10–11.
- [13] 1909–1912. [b.a.]. (1912). *Lotnik i Automobilista*, 2(11), s. 1–3.
- [14] Moda na płatowcu. [b.a.]. (1912). *Lotnik i Automobilista*, 2(11), s. 9–11.
- [15] S. H. (1912). Omnibusy powietrzne. *Lotnik i Automobilista*, 2(12), s. 11.
- [16] Karpiński, S. (1912). Sława Poległym! *Lotnik i Automobilista*, 2(12), s. 12.
- [17] Jaworski, T. (1912). „Samochód i płatowiec”. Nakładem miesięcznika „Lotnik i Automobilista”. *Lotnik i Automobilista*, 2(12), s. 12.
- [18] Rumbowicz, W. (1913). Co przyniósł lotnictwu rok 1912. *Lotnik i Automobilista*, 3(1), s. 2–3.
- [19] Latające rowery. [b.a.]. (1913). *Lotnik i Automobilista*. 3(1), s. 9–11.

- [20] Laboratorium lotnicze na kołach. [b.a.]. (1913). *Lotnik i Automobilista*, 3(1), s. 12.
- [21] Jarkowski, W. (1913). Współczesne laboratoria aerodynamiczne. *Lotnik i Automobilista*, 3(2), s. 2-5.
- [22] Rekordy lotnicze. [b.a.]. (1913). *Lotnik i Automobilista*, 3(2), s. 10-11.
- [23] Dekler, Z. (1913). Z wrażeń podróży. *Lotnik i Automobilista*, 3(3), s. 1-4.
- [24] Michalewski, J.K. (1913). Wystawa lotnicza modeli we Lwowie. *Lotnik i Automobilista*, 3(4), s. 8-9.
- [25] Słowo od Redakcji. (1913). *Lotnik i Automobilista*, 3(5), s. 1-2.
- [26] J.M.K. (1913). Związek Awiacyjny słuchaczy politechniki we Lwowie. *Lotnik i Automobilista*, 3(6), s. 8.
- [27] Michalewski, J.K. (1913). O konstruowaniu modeli lotniczych. *Lotnik i Automobilista*, 3(6), s. 8-9.
- [28] S.H. (1913). Lotnictwo jako zawód. *Lotnik i Automobilista*, 3(6), s. 9-11.
- [29] Lot Paryż-Warszawa. [b.a.]. (1913). *Lotnik i Automobilista*, 3(7), s. 1-6.
- [30] Florjański, T. (1913). O znaczeniu modeli w lotnictwie. *Lotnik i Automobilista*, 3(7), s. 8-9.
- [31] Jarkowski, W. (1913). VI Kongres żeglarstwa powietrznego w Gandawie. *Lotnik i Automobilista*, 3(10), s. 2-3.
- [32] Michalewski, J.K. (1913). O ekonomii ruchu aeroplanem. *Lotnik i Automobilista*, 3(10), s. 1-2, 3(12), s. 1-3.
- [33] m. (1914). Z sekcji prasowej Związku Awiacyjnego Słuchaczy Politechniki we Lwowie. Inauguracja „Związku awiacyjnego”. *Lotnik i Automobilista*, 4(1), s. 6-7.
- [34] Page, G. (1914). Najbardziej wstrząsające chwile w życiu lotników. *Lotnik i Automobilista*, 4(1), s. 5-7.
- [35] Smogor, K. (1914). Salon Lotniczy w Paryżu. *Lotnik i Automobilista*, 4(2), s. 1-7.
- [36] Wzloty Pégoud'a w Warszawie. (1914). *Lotnik i Automobilista*, 4(7), s. 5-9.
- Inne:**
- [37] Aeroplanem przez Alpy. (1910). *Świat*, 5(39), s. 13-14.
- [38] Anczyc, S. (ed.). (1911). *Pamiętnik V. Zjazdu Techników Polskich we Lwowie w roku 1910*. Lwów, XX.
- [39] Boguski, J.J., i in. (1909). Wzloty aeroplanu, dokonane w Warszawie w d. 15, 16, 18 i 19 września r. b. przez pilota p. Langegneux (Sprawozdanie komisji), *Przegląd Techniczny*, 47(39), s. 438-440.
- [40] Dekler, Z. (ed.). (1917). *Pierwsze Kursy Lotnicze. Książka pamiątkowa*. Warszawa.
- [41] Demil. (1909). Pierwsze popisy awiacyjne w Warszawie, *Świat*, 4(40), s. 12-13.
- [42] God. (1910). Polska wystawa awiacyjna. *Świat*, 5(39), s. 12-13.
- [43] Kronika bieżąca. [b.a.]. (1911). *Przegląd Techniczny*, 49(2), s. 22.
- [44] Kucharzewski, F. (1914). Piśmiennictwo techniczne polskie. III. Mechanika. *Przegląd Techniczny*, 52(26), s. 345-346.
- [45] Pluciński, J. (2023). Mięśnioloty i ich rekordowe loty. *Technika Lotnicza i Astronautyczna*, 2, s. 32-37.
- [46] Pylak, K. (2023). Lwowskie początki polskiej techniki lotniczej. *Technika Lotnicza i Astronautyczna*, 2, s. 48-61.
- [47] Śmierć Cháveza. [b.a.]. (1910). *Sport*, 3, s. 2.
- [48] Aeroplan nad Alpami. (1910). *Gazeta Lwowska*, 100(218), s. 4.

SAMOLOTEM PO ŚWIECIE



Pilatus PC-7 Mk II

Źródło: Pilatus Aircraft Ltd



Model latający na uwięzi
klasy F4B samolotu Piper L4.

Fot. FAI

Lotnicze modele latające na uwięzi klasy F4B

Tomasz Słowikowski

Miejski Dom Kultury Ratusz, Zduńska Wola

Modelarstwo lotnicze jest wyjątkową dyscypliną sportu, która łączy w sobie szereg aspektów wychowania ogólnego, politechnicznego, lotniczego i fizycznego. Jednocześnie odgrywa bardzo ważną rolę w edukacji lotniczej i przygotowaniu do dorosłego życia dzieci i młodzieży. Podczas konstruowania i budowania modeli młodzież uczy się podstaw aerodynamiki, mechaniki lotu, posługiwania się narzędziami, obróbki materiałów, rysunku technicznego,

z głębią tajemnice działania różnych napędów i urządzeń elektronicznych. Modele budowane są zgodnie z przewidzianym programem nauczania, w pierwszej kolejności są to proste konstrukcje piankowe, później modele konstrukcyjne budowane z użyciem drewna, żywicy epoksydowej, następnie modele akrobacyjne na uwięzi klasy F2B i bardziej zaawansowane, zdalnie sterowane z wykorzystaniem silników spalinowych i elektrycznych.



Ryc. 1. Polska reprezentacja na Mistrzostwach Świata Makiet Latających F4B, F4C i F4H - Strejnic, Rumunia, sierpień 2024

Fot. T. Słowikowski



**Ryc. 2. Polscy zawodnicy w klasie F4B,
Tomasz Słowikowski i Zenon Kowalczyk
z modelami samolotu Piper L4H oraz Łukasz Szeptycki**

Fot. T. Słowikowski

Modelarnia to miejsce skupiające wszystkich zainteresowanych działalnością modelarską. Propaguje się tu wiedzę techniczną, zdobywa praktyczne i teoretyczne umiejętności modelarskie oraz aktywnie spędza czas wolny. Modelarze biorą udział w pokazach, wystawach i licznych zawodach modelarskich różnej rangi: wojewódzkiej, ogólnopolskiej i światowej.

W tym roku do Reprezentacji Polski na zawody w klasie F4B powołani zostali: Łukasz Szeptycki (KM Wierzawice), Tomasz Słowikowski i Zenon Kowalczyk (obaj z Modelarni Miejskiego Domu Kultury Ratusz, Zduńska Wola).

W 2024 r., po 14 latach przerwy, władze Międzynarodowej Komisji Modelarskiej – Comité International d'Aéromodelisme, Fédération Aéronautique Internationale (CIAM FAI) postanowiły reaktywować konkurencję mistrzowską modeli redukcyjno-latających na uwięzi F4B. Za sprawą polskich modelarzy, w tym Jerzego Ostrowskiego, Lecha Podgórnego, Mariana Kaziroda, Piotra Zawady, Bogusława Małoty i Jerzego Grzelskiego, liczne sukcesy naszych w klasie F4B na stałe wpisały się w historię światowego sportu modelarskiego. Tradycje te postanowili kontynuować nasi tegoroczni reprezentanci w konkurencji makiet na uwięzi. Warto podkreślić ich wielką determinację w sprawie powołania do Reprezentacji Polski, jak i to, że był to ich debiutancki występ na mistrzostwach świata. Wypadli nad wyraz dobrze. Łukasz Szeptycki startował modelem FAIREY SWORDFISH (dwupłatowy bombowiec torpedowy z początku lat 30. ubiegłego stulecia) i wywalczył brązowy medal w klasyfikacji indywidualnej. Tomasz Słowikowski zajął 4. miejsce, a Zenon Kowalczyk – 7. Obaj latali modelami samolotu PIPER L-4H. Ostatecznie drużyna polska uplasowała się na drugim miejscu i zdobyła srebrny medal oraz tytuł drużynowych Wicemistrzów Świata.

Łącznie w mistrzostwach udział wzięło 87 zawodników z 18 krajów: Grecji, Szwajcarii, Wielkiej Brytanii, Stanów Zjednoczonych, San Marino, Szwecji, Włoch, Francji, Niemiec, Finlandii, Czech, Litwy, Hiszpanii, Ukrainy, Norwegii, Australii, Rumunii i Polski.



Ryc. 3. Tomasz Słowikowski, 4. miejsce w klasie F4B

Fot. T. Słowikowski



Ryc. 4. Zenon Kowalczyk, 7. miejsce w klasie F4B

Fot. T. Słowikowski



Ryc. 5. Polscy makieciarze na Mistrzostwach Świata 2024 w Rumunii

Fot. T. Słowikowski



Ryc. 6. Model samolotu Piper L4H Tomasza Słowikowskiego podczas lotu na Mistrzostwach Świata Makiet Latających F4B, F4C i F4H - Strejnic, Rumunia, sierpień 2024

Fot. FAI

Udział w tak ogromnym wydarzeniu jak mistrzostwa świata był możliwy dzięki wsparciu i zaangażowaniu sponsorów: postanki na Sejm RP Jolanty Zięby-Gzik, Miasta Zduńska Wola, EKO-TOM Kornik, Miejskiego Przedsiębiorstwa Wodociągów i Kanalizacji, Miejskich Sieci Ciepłych i Miejskiego Domu Kultury w Zduńskiej Woli. Wszystkim darczyńcom dziękujemy z całego serca.

Kategoria F4B jest jedną z najtrudniejszych w modelarstwie lotniczym. Modele budowane są na podstawie dokumentacji prawdziwego samolotu w skali zmniejszenia. Na zawodach model poddawany jest ocenie sędziowskiej, podczas której punktowane są najdrobniejsze detale. Sędziowie oceniają pracę na podstawie załączonej dokumentacji, patrząc, w jakim stopniu dokładności został wykonany. Następnie wykonywane są trzy loty. Ocena punktowa z dwóch lepszych lotów łącznie z wynikiem z oceny statycznej są sumowane i stanowią końcowy wynik zawodnika.

Model sterowany jest za pomocą dwóch linek, do których wpięty jest sygnał ze sterownika, za pomocą którego można zrealizować czynności dodatkowe w zależności od tego, jakim modelem latamy, np. zrzut skoczka spadochronowego, ulotek czy chowanie podwozia. Modelarz ma bezpośredni kontakt z modelem i cały lot odbywa się jedynie dzięki umiejętnościom pilotażowym. Jest to trudniejsze niż w przypadku zdalnego sterowania, gdzie istnieje możliwość podłączenia żyroskopowego stabilizatora lotu lub innych udogodnień.

Zapraszamy wszystkich, którzy pasjonują się modelarstwem lotniczym, samochodowym i okrętowym, niezależnie od wieku. W ramach prowadzonych zajęć istnieje możliwość



Ryc. 7. Pilotowanie modelu na uwięzi. Pilot trzyma uchwyt sterujący, połączony z modelem linkami, pomocnik podpowiada kolejne manewry do wykonania podczas lotu konkursowego

Fot. FAI

zdobycia wiedzy z różnych dziedzin modelarstwa oraz wymiany doświadczeń w budowaniu własnych modeli. W modelarni istnieją warunki do zdobywania i doskonalenia praktycznych umiejętności w zakresie projektowania, konstruowania i budowania modeli, a także w zakresie ich pilotowania.



Ryc. 8. Model samolotu Fairey Swordfish Łukasza Szeptyckiego, 3. miejsce w klasie F4B. Loty modeli na uwięzi odbywają się na specjalnym torze osłoniętym siatką bezpieczeństwa (w razie zerwania linek sterujących, siatka „łapie” ulatujący model)

Fot. FAI



Ryc. 9. Fairey Swordfish Łukasza Szeptyckiego w locie na uwięzi

Fot. FAI



Ryc. 10. Ocena statyczna modelu klasy F4B

Fot. FAI