

1  
2024

TECHNIKA

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

AVIATION AND SPACE TECHNOLOGY



## Szanowni Czytelnicy!



Rok 2024 obfituje w konferencje, wystawy, warsztaty i inne formy prezentacji wyników badań i rozwoju. Instytucje zajmujące się techniką lotniczą i astronautyczną organizują szereg wydarzeń, które są doskonałą okazją do spełnienia zadań statutowych – dla organizatorów, oraz do zapoznania się z nowościami, zawiązania nowych kontaktów oraz wskrzeszania pomysłów na nowe projekty i przedsięwzięcia – dla uczestników. Z punktu widzenia ludzi nauki ustala się pewien swoisty ranking konferencji, zależny od liczby punktów ministerialnych przydzielanych publikacjom pokonferencyjnym. Wybieramy te konferencje, po których wzbogaci się nasz dorobek punktowy, liczony do oceny, parametryzacji jednostki itd. Idea słuszna, ale do czasu. Odbywają się bowiem wartościowe konferencje, o bardzo wysokim poziomie prezentowanych treści, jednak niechętnie uczęszczane ze względu na niską punktację lub wręcz brak punktów za publikację w materiałach konferencyjnych. Przykładem jest kongres techniki szybowcowej OSTIV, podczas którego prezentowane są najnowsze osiągnięcia naukowe w zakresie metod projektowania struktur lekkich, bezpieczeństwa pasywnego oraz systemów wspomagania pilota, metod pomiarowych, aerodynamiki przepływów laminarnych, napędów elektrycznych i hybrydowych w motoszybowcach i wiele innych. Często nawet nie wiemy, co tracimy. Pojawia się pytanie: jak poprawić ten stan rzeczy? Odpowiednie działania na szczeblu resortowym zapewne mogą przynieść korzystne zmiany, ale na poziomie czasopisma takiego jak „Technika Lotnicza i Astronautyczna” należy przede wszystkim informować, przekazywać wiedzę i doświadczenie, najlepiej w formie relacji z wartościowych konferencji. Dlatego też Redakcja zaprasza do przygotowywania takich opracowań i nadsyłania ich do opublikowania.

*Zapraszamy do lektury bieżącego numeru TLiA.*

*Jarosław Pytka*

## Samolot z okładki

JAROSŁAW PYTKA

**A**ERO AT-3 to trzecia konstrukcja Tomasza Antoniewskiego, znanego konstruktora lotniczego, absolwenta Politechniki Warszawskiej. Flota 6 samolotów AT-3 R100 w barwach Centrum Lotniczego Państwowej Akademii Nauk Stosowanych w Deputyczach Królewskich koło Chełma (PANS) stanowi główne narzędzie szkolenia pilotów – studentów uczelni. Rocznie samoloty wylatują po niemal 700 godzin każdy.

Jakim samolotem jest AERO AT-3? O opinię poprosiliśmy Łukasza Puzio, dyrektora Centrum Lotniczego PANS w Chełmie:

– Niespełna sześć lat eksploatacji samolotów AT-3 R100 pokazało, że jest to bezpieczna konstrukcja, niezawodna i ekonomiczna z perspektywy użytkowania w Ośrodku Kształcenia Lotniczego PANS w Deputyczach Królewskich. Zdarzenia lotnicze z udziałem tej konstrukcji, które miały miejsce na przestrzeni ponad 20 lat, analizowaliśmy w naszym biurze bezpieczeństwa. Pokazały nam one, że załoga samolotu jest bardzo dobrze chroniona, co jest niezmiernie istotne z punktu widzenia bezpieczeństwa osób szkolonych. Proces szkolenia lotniczego wymaga od konstrukcji samolotu dużo więcej niż od konstrukcji samolotu typowo turystycznego, który wykonuje mniej lądowań – loty głównie o charakterze trasowym. Konstrukcja metalowa jest w stanie znieść dużo więcej obciążeń niż porównywalne nowoczesne konstrukcje kompozytowe. Naloty chełmskich egzemplarzy samolotu AT-3 R100 oscylują w zakresie 4000

godzin lotu. Istotny jest fakt, że obsługa techniczna jest mniej pracochłonna od innych statków powietrznych, które eksploatuje się w naszym OKL-u. Dzięki temu jesteśmy w stanie dużo bardziej efektywnie wykorzystywać samolot w procesie szkolenia. Każdy egzemplarz AT-3 R100 jest tak samo skonfigurowany: awionika cyfrowa, identyczny układ kokpitów czy silniki wyposażone w termostaty, które upraszczają obsługę parametrów silnikowych, są ogromną zaletą z punktu widzenia jakości oraz standaryzacji szkolenia lotniczego. Z mojego punktu widzenia koszty obsługi, napraw, zużycia paliwa w stosunku do godzin spędzonych w powietrzu i zadowolenie pilotów latających na tym typie pokazują, że AT-3 R100 to dobry wybór, a doświadczenia eksploatacyjne pokazują, że te samoloty posłużą jeszcze kilku pokoleniom pilotów, tak jak chociażby słynne, prawie 50-letnie Cessny!

Swoimi uwagami na temat samolotu z okładki podzielił się Dawid Kalinowski, student PANS w Chełmie, pilot szkolony między innymi na AT-3:

– Jako że na samolocie AT-3 mam największe jak do tej pory doświadczenie w powietrzu, mogę z czystym sumieniem powiedzieć, że miał i ma on największy wpływ na moje nawyki pilotażu samolotów. Jest to samolot idealnie dostosowany do szkolenia podstawowego i budowania nalotu – doświadczenia w powietrzu. Dzięki stosunkowo niskiemu zużyciu paliwa i niskiej masie, pozwala na wykonanie długich przelotów trasowych, co jest atutem szcze-

gólnie podczas realizowania szkolenia do uzyskania licencji CPL(A). Jednym z mankamentów jest niska wartość dopuszczalnej w Instrukcji Użytkowania w Locie maksymalnej bocznej składowej wiatru do lądowania. Podczas podejścia do lądowania już przy bocznym wietrze o wartości ok. 10 kt (węzłów) można doświadczyć trudności w utrzymaniu samolotu w sterowności poprzecznej, szczególnie w konfiguracji z maksymalnie wypuszczonymi klapami. Przyziemienie w takich warunkach wymaga od pilota bardzo dużej delikatności i opamiętania samolotu, tak aby w momencie styku kół podwozia głównego nie dopuścić do gwałtownego obciążenia stójki przedniej i uniknąć jej złamania, a w konsekwencji kapotażu.

Warto wiedzieć, że chełmskie „atetrójki” służą nie tylko do szkolenia pilotów. Praktykują na nich również adepci trudnej sztuki mechaniki lotniczej, wykonując wszelkie prace obsługowe na silniku, jak i na płatowcu, oczywiście pod okiem wykwalifikowanej kadry Centrum Lotniczego PANS w Deputyczach Królewskich. Intensywne użytkowanie samolotów do szkolenia pilotów wymaga również intensywnych prac obsługowych, co jest świetną okazją do praktycznego szkolenia mechaników. Adrian Nafalski, kierownik Obsługi Technicznej, licencjonowany mechanik lotniczy twierdzi, że:

– Samolot AT-3 to maszyna, którą mechanik może ocenić jako stosunkowo łatwą w obsłudze, z prostą konstrukcją i przejrzystą dokumentacją. Czynności serwisowe nie są zbyt skomplikowane, a dzięki dobremu dostępowi do podzespołów ich wykonanie jest efektywne. W porównaniu z innymi lekkimi samolotami AT-3 wyróżnia się niewielką liczbą czasochłonnych procedur. Największe problemy wynikają zazwyczaj z nieprawidłowej eksploatacji, zwłaszcza nieostrożności pilota podczas ustawiania zasłonek chłodnic, co w skrajnych przypadkach może prowadzić do przegrzania silnika.

A jak wygląda AERO AT-3 okiem studenta, przyszłego mechanika lotniczego, opowiada nasza redakcyjna koleżanka, Martyna Bawolska:

– Aero AT-3 R100 to bardzo popularny, polski samolot, który jest chętnie używany w wielu szkołach latania. AT-3 mieści dwie osoby i ma zasięg około 700 km przy pełnych zbiornikach. Samolot nie ma skomplikowanej konstrukcji i bazuje na systemie metrycznym, co w środowisku europejskim jest dużą zaletą. Zarówno przeglądy strukturalne, jak i prace przeprowadzane na silniku Rotax nie sprawiają większych trudności. Ze względu na to, że samolot AT-3 występuje w wielu punktach szkoleniowych w Polsce, praktycznie w każdej części kraju można znaleźć organizację obsługową, która zajmuje się serwisem tego modelu samolotu.



Samolot AT-2

Fot. J. Pytka

## 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](mailto:j.pytka@pollub.pl)

**Wydawnictwo Politechniki Lubelskiej:**  
Anna Kołtunowska – korekta językowa  
Łukasz Maj – skład i tiamanie

**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 Chetmie)

**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&Mystowski S.A.)

Rysunek na okładce: Alicja Pytka

**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.
3. TLiA publikuje następujące rodzaje artykułów:
  - a) artykuły naukowe, w tym standardowe, skrócone (tzw. noty techniczne lub inżynierskie), artykuły przeglądowe; artykuły naukowe podlegają recenzji,
  - b) artykuły metodyczne, dydaktyczne, stanowiące opis wraz z komentarzem do materiału dydaktycznego; do artykułów metodycznych, dydaktycznych można dołączać materiał uzupełniający w postaci prezentacji, filmów, itd.
  - c) relacje, np. z konferencji, wystaw, konkursów, zawodów,
  - d) rozszerzone streszczenia prac dyplomowych, inżynierskich i magisterskich a także doktorskich,
  - e) artykuły o popularno-naukowej treści technicznej, publikowane na prawach rękopisu.
4. Przygotowane artykuły można przesyłać za pośrednictwem platformy wydawniczej Lublin University of Technology Publishing House (LUT PH): <https://ph.pollub.pl/index.php/tlia/about/submissions>  
Informujemy potencjalnych Autorów, że LUT PH jest internetowym systemem redakcyjnym typu Open Journal System, który umożliwia dwustronną komunikację między redakcją a Autorem. Znajdują się tam również szczegółowe wytyczne dla Autorów.

**PZL-130 Orlik**

Fot. J. Pytka

## Spis treści

Badanie wytrzymałości popychacza układu sterowania wirnika głównego śmigłowca	4
Podwozie samolotu	8
Najnowsze rozwiązania w projektowaniu silników odrzutowych komercyjnych samolotów pasażerskich	10
Starship – największa i najmocniejsza rakieta zbudowana przez człowieka	16
Just Culture w Ośrodku Szkolenia Lotniczego PANS w Deputykach Królewskich	23
Samolot szkolny AERO AT-3 R100	28
AERO AT-3 R100	32
Recenzja książki-wywiadu Andrzeja Mroczyka pt. Konstruktor. 26 rozmów z Andrzejem Frydrychewiczem	40
Campini-Caproni C.C.2. Historia niezwykłego samolotu z napędem moto-odrzutowym	44
Modele z napędem gumowym kategorii F1B	53

# Badanie wytrzymałości popychacza układu sterowania wirnika głównego śmigłowca

Stanisław Baryła

Państwowa Akademia Nauk Stosowanych w Chełmie



Ryc. 1. Głowica śmigłowca Mi-2

Fot. S. Baryła



Ryc. 2. Głowica śmigłowca Robinson R44

Fot. S. Baryła

## Streszczenie

Artykuł dotyczy stanowiskowych badań wytrzymałości na rozciąganie popychacza w układzie sterowania wirnika głównego śmigłowca Robinson R44. Opisano typowe rozwiązania sterowania wirnika głównego śmigłowców. Przygotowano i przeprowadzono badania własne, polegające na próbie rozciągania czterech popychaczy układu sterowania śmigłowca R44 na maszynie wytrzymałościowej. Uzyskano wyniki w formie zależności siła – odkształcenie. Stwierdzono, że wytrzymałość na rozciąganie badanych popychaczy jest ponad 4-krotnie wyższa od obciążenia równoważnego ciężarowi śmigłowca w locie. Artykuł powstał na podstawie pracy magisterskiej autora, zatytułowanej „Wytrzymałość popychacza wirnika głównego śmigłowca Robinson R44”, obronionej w Państwowej Akademii Nauk Stosowanych w Chełmie w czerwcu 2024 r.

**Słowa kluczowe:** śmigłowiec, głowica wirnika, popychacz, próba rozciągania

## Wprowadzenie

W śmigłowcach siła nośna wytwarzana jest poprzez jeden lub więcej wirników, zbudowanych z osadzonych w głowicy łopatek, które obracają się wokół osi pionowej. Obrót łopatek posiadających profil aerodynamiczny skutkuje powstaniem nierównoważonej siły aerodynamicznej, która unosi śmigłowca [3].

Powstające wskutek ruchu obrotowego łopatek wirnika momenty sił skutkują tym, że śmigłowca jest niestacynny statycznie oraz dynamicznie w każdej fazie lotu. Oznacza to konieczność ciągłego sterowania, ponieważ każdy czynnik

zaburzający położenie równowagi pozostawiony bez reakcji pilota skutkowałby niemożnością kontynuowania lotu ze względu na niewłaściwe położenie statku powietrznego [3].

Zmiana położenia śmigłowca realizowana jest poprzez sterowanie wirnikiem głównym oraz wirnikiem ogonowym. W typowym układzie konstrukcyjnym śmigłowca posiada jeden wirnik główny oraz dodatkowo śmigło ogonowe. Śmigło ogonowe odpowiedzialne jest za przeciwdziałanie obrotowi maszyny wokół osi pionowej wskutek reakcji na moment obrotowy wirnika nośnego, ponadto umożliwia obrót śmigłowca wokół osi pionowej. Wirnik główny odpowiada za obrót wokół osi podłużnej oraz poprzecznej, jak również ruch wzdłuż osi pionowej.

Manewry przechylania, pochylania oraz odchylenia realizowane są za pomocą trzech sterownic wykorzystywanych jednocześnie przez pilota. Pierwszą z nich jest drążek skoku ogólnego i mocy (ang. *collective*). Ruch tą dźwignią powoduje zmianę kątów natarcia wszystkich łopatek w sposób kolektywny, czyli o tę samą wartość. W przypadku ruchu dźwigni do góry następuje zwiększenie kątów natarcia wszystkich łopatek, a ruch do dołu daje odwrotny efekt. Należy pamiętać, że prędkość obrotowa wirnika musi być stała ze względu na ryzyko utraty siły nośnej w wyniku przeciągnięcia. Podczas zwiększania kątów natarcia łopatek, naturalnym jest występowanie większego oporu aerodynamicznego, a co za tym idzie, zwiększa się zapotrzebowanie na moc. Przy użyciu jednej sterownicy, wykonując jeden ruch, pilot steruje zarówno skokiem ogólnym wirnika głównego oraz mocą silnika, która ulega zwiększeniu wraz ze zwiększaniem skoku. Sterowanie tego typu w zawisie skutkuje ruchem pionowym, wzdłuż osi pionowej śmigłowca, ponieważ łopaty wirnika pracujące przy zwiększonych kątach natarcia wytwarzają większą siłę

nośną, czyli generują większy ciąg, co w efekcie powoduje wznoszenie śmigłowca [2].

Na skutek ruchu obrotowego wirnika występuje reakcja, siła odchylająca. Rozważmy śmigłowiec wyposażony w wirnik lewoobrotowy. Obracające się łopaty w lewą stronę będą powodować powstawanie reakcji w postaci odchylania kadłuba w prawo. Aby zapobiec temu, jak również aby móc w pełni sterować śmigłowcem w każdej fazie lotu, klasyczny układ śmigłowca zawiera wirnik ogonowy. Wytwarza on ciąg zapobiegający odchylaniu kadłuba oraz umożliwiający sterowanie kierunkowe, czyli obrót wokół osi pionowej. Sterowanie kierunkowe realizowane jest za pomocą pedałów.

Trzecią sterownicą jest drążek skoku okresowego (ang. *cyclic*). Ruch drążka skoku okresowego powoduje różnicowe zmiany kątów natarcia łopat, co jest konieczne, aby odpowiednio pochylić tarczę wirnika w celu uzyskania składowej poziomej siły ciągu, która będzie powodować ruch śmigłowca w płaszczyźnie poziomej. Dla przykładu rozważmy lot na wprost dla śmigłowca z wirnikiem dwułopatowym, lewoobrotowym. Aby przemieszczać się do przodu, należy doprowadzić do pochylenia wirnika również do przodu. Możliwe jest to poprzez zmniejszenie siły nośnej na łopacie będącej z przodu śmigłowca, przed kabiną oraz zwiększenie siły nośnej na łopacie będącej z tyłu, nad belką ogonową. Siła nośna na łopatach wirnika regulowana jest poprzez zmiany kątów natarcia, które w tym przypadku będą ulegać zmniejszeniu oraz zwiększeniu, w zależności od pozycji łopaty. Należy pamiętać, że wirnik obraca się, dla-



Ryc. 3. Głowica śmigłowca Bell 206

Fot. S. Baryła

tego zmiana kąta natarcia musi nastąpić z wyprzedzeniem o określony kąt (na tarczy wirnika) zwany kątem wyprzedzenia, który w śmigłowcach z wirnikiem dwułopatowym jest równy w przybliżeniu wartości  $90^\circ$ . W ten sposób pilot, pchając drążek od siebie, inicjuje impuls, który skutkuje zwiększeniem kąta natarcia na łopacie będącej z jego lewej strony oraz zmniejszeniem na łopacie po jego prawej stronie (dla wirnika dwułopatowego, lewoobrotowego) [6].

W przypadku dźwigni skoku ogólnego i mocy oraz drążka skoku okresowego, elementem wykonawczym zmieniającym kąt natarcia łopaty są popychacze, które łączą wspomnianą łopatę z tarczą sterującą.

### Konstrukcja głowicy wirnika nośnego śmigłowca

W konstrukcji śmigłowców wyróżnia się trzy rodzaje głowic wirnika nośnego:

- głowica wahliwa;
- głowica przegubowa;
- głowica bezprzegubowa.

Głowice te różnią się między sobą układem konstrukcyjnym, co zauważalne jest w miejscach łączenia nasady łopaty z głowicą/piastą. Niemniej jednak, każda głowica wykorzystuje tarczę sterującą oraz popychacze łączące ten element z łopatami. Najczęściej stosowanymi materiałami konstrukcyjnymi popychaczy są stopy aluminium, tytanu oraz magnezu. Przykładem zastosowania popychaczy wirnika głównego wykonanych ze stopu magnezu jest głowica przegubowa śmigłowca Mi-2 przedstawiona na rycinie 1.

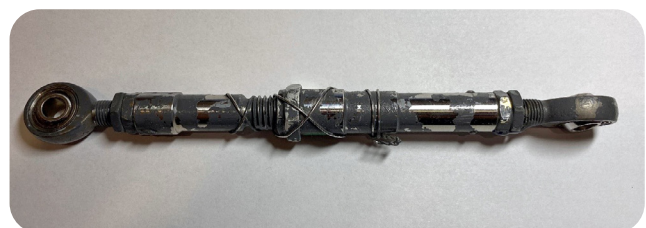
Kolejna rycina (ryc. 2) przedstawia głowicę wahliwą śmigłowca Robinson R44. Wyraźnie widać popychacz innej budowy w stosunku do tego, który jest zamontowany w śmigłowcu Mi-2, głównie ze względu na możliwość regulacji długości w różnych punktach. Popychacz śmigłowca R44 wykonany jest ze stopu aluminium.

Przykładem znacznie prostszego rozwiązania jest głowica śmigłowca Bell 206, w której zastosowano nieskomplikowany popychacz regulowany jedynie na końcach (ryc. 3).

### Badania stanowiskowe popychacza śmigłowca R44

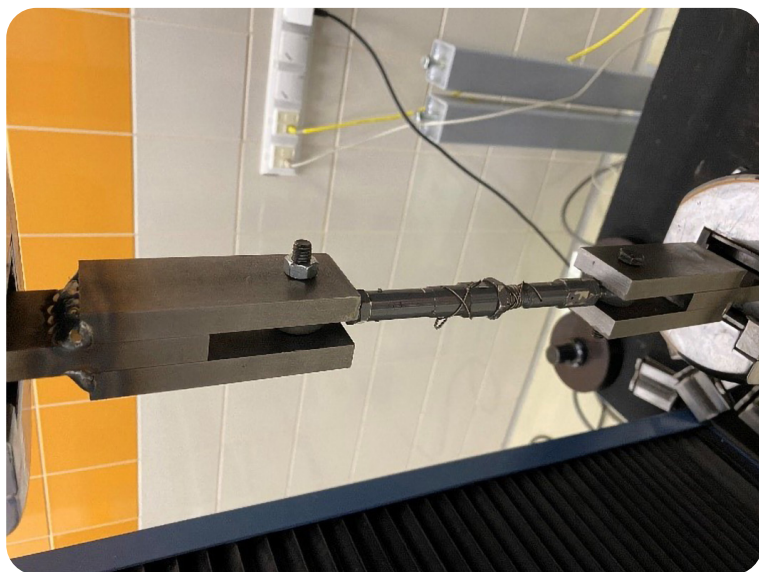
#### Przedmiot badań

Przedmiotem badań był popychacz układu sterowania śmigłowca Robinson R44 (ryc. 4). Element ten jest zabudowany w głowicy, łącząc tarczę sterującą z łopatą wir-



Ryc. 4. Przedmiot badań, popychacz wirnika głównego śmigłowca Robinson R44

Fot. S. Baryła



Ryc. 5. Uchwyty mocujące wraz z zamontowanym popychaczem do prób  
Fot. S. Baryła



Ryc. 6. Schemat stanowiska: 1. Maszyna wytrzymałościowa, 2. Szczęki mocujące, 3. Uchwyty, 4. Śruba mocująca, 5. Popychacz  
Źródło: opracowanie własne S. Baryła

nika, umożliwiając pilotowi sterowanie ogólne oraz okresowe.

W ramach badań niszczących przeprowadzono próby jednoosiowego rozciągania przedmiotowego popychacza. Badania miały na celu wyznaczenie sił działających w warunkach jednoosiowego rozciągania oraz odkształcenia popychacza, a także identyfikację newralgicznych punktów, w których występują pęknięcia [4, 5].

#### Stanowisko pomiarowo-badawcze

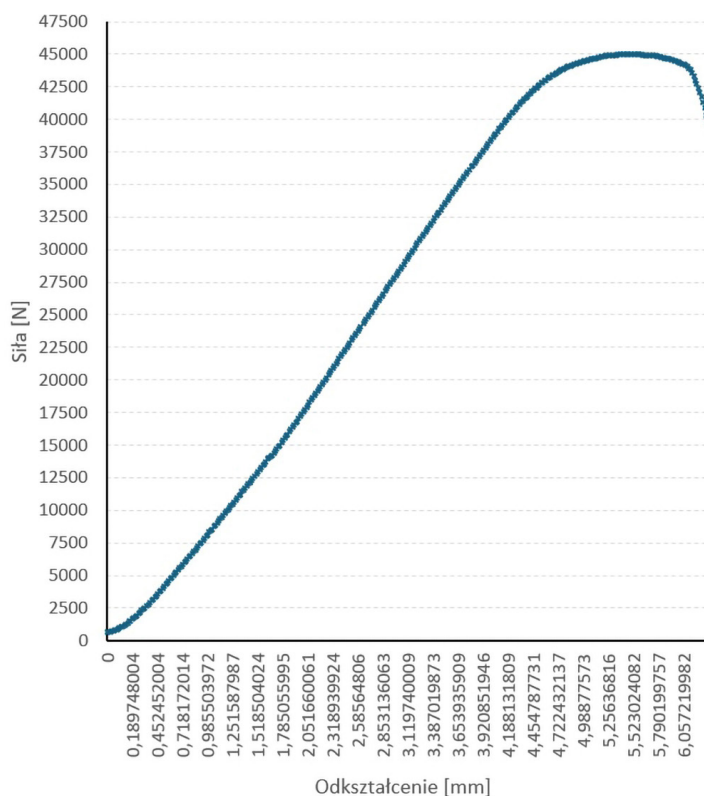
Do prób rozciągania wykorzystano maszynę wytrzymałościową Hung Ta Instrument Co., Ltd. HT-2402s. Jest to uniwersalne urządzenie umożliwiające przeprowadzanie prób statycznego rozciągania i ściskania, z maksymalnym obciążeniem wynoszącym 100 kN.

Ze względu na budowę popychacza nie było możliwości zamontowania elementu bezpośrednio w szczękach maszyny wytrzymałościowej. Rozwiązaniem tego problemu było wykonanie uchwytów mocujących, które umożliwiły montaż popychacza w szczękach maszyny. Uchwyty zaprojektowano i wykonano z płaskownika 40 × 12, z którego wycięto elementy uchwytu, które następnie zespawano. Gotowe uchwyty pokazano na rycinie 5, natomiast rycina 6 przedstawia schemat stanowiska pomiarowo-badawczego.

Do testów użyto łącznie 5 popychaczy. Wszystkie były poddawane jednakowym obciążeniom, podczas których rejestrowano siłę i wydłużenie. Wyjątek stanowi popychacz nr 1, dla którego wykonano cztery próby ze względu na konieczność dobrania śrub mocujących. W trakcie prób możliwe było kontrolowanie tempa obciążania oraz monitorowanie wszelkich nieprawidłowości w zachowaniu badanego elementu. Standardowe warunki testowe gwarantowały jednolite i porównywalne wyniki, co jest istotne przy ocenie jakości oraz właściwości badanego przedmiotu [1]. Parametrem, jaki został ustalony przed rozpoczęciem prób, była prędkość rozciągania popychacza, która wynosiła 10 mm/min.

#### Wyniki

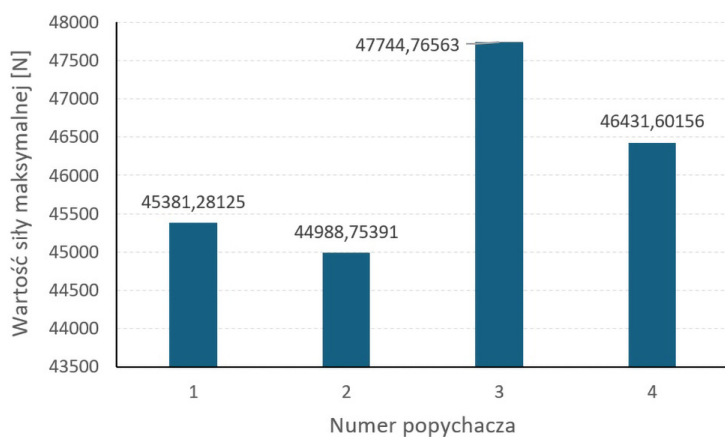
W wyniku przeprowadzonych prób wszystkie cztery popychacze poddano próbom jednoosiowego rozciągania aż do momentu zniszczenia. W każdym przypadku uszkodzenie badanego elementu nastąpiło w tym samym miejscu, czyli na jednym z końców, gdzie zamontowana jest tuleja. Miejsce to uległo rozciągnięciu aż do momentu pęknięcia materiału. Co warto podkreślić, tylko ta część popychacza uległa wydłużeniu, natomiast w pozostałych obszarach nie stwierdzono zauważalnych uszkodzeń, bądź też samego wydłużenia. Przykładowy wykres siła – odkształcenie dla popychacza nr 4 przedstawiono na rycinie 7.



Ryc. 7. Wykres siła – odkształcenie dla próby rozciągania popychacza nr 4  
Źródło: opracowanie własne S. Baryły



Ryc. 8. Popychacz po próbie jednoosiowego rozciągania.  
Fot. S. Baryły



Badania miały na celu zobrazować wytrzymałość danej części układu sterowania. Średnia siła maksymalna, przy której nastąpiło przerwanie ciągłości materiału, wyniosła 46388,37 N (46136,60 N z uwzględnieniem badania popychacza nr 1). Siła ta odpowiada ciężarowi, jaki wywarłaby masa 4728,68 kg, co przekracza czterokrotność maksymalnej masy startowej śmigłowca Robinson R44 (maksymalna masa do startu – 1134 kg). Zestawienie sił maksymalnych odnotowanych w trakcie każdej próby przedstawiono na wykresie (ryc. 9).

## Podsumowanie

Zarówno wykonanie stanowiska badawczego, jak i przebieg prób okazały się pomyślne w celu uzyskania informacji na temat siły powodującej zniszczenie popychacza. Uzyskane wartości można porównać z ciężarem śmigłowca, czyli tą samą siłą ciągu wirnika potrzebną do utrzymania maszyny w zawisie, ponieważ siła ciągu/ siła nośna powinna równoważyć siłę ciężkości maszyny. Siła powodująca zniszczenie popychacza była czterokrotnie większa niż ciężar śmigłowca. W rzeczywistości siła nośna wytwarzana przez wirnik główny nie jest przyłożona do tego elementu, a oddziałuje na niego pośrednio z mniejszą wartością. Ponadto konstrukcja badanego elementu zapewniła jego trwałość, czego potwierdzeniem jest wąski obszar uszkodzeń. Co warto nadmienić, odnotowano powtarzalność uzyskanych wyników, w szczególności zaobserwowano niemal identyczne uszkodzenia wszystkich badanych popychaczy. W żadnej z prób nie zaobserwowano uszkodzeń w innych obszarach.

## Bibliografia

- [1] Blicharski, M. (2003). Wstęp do inżynierii materiałowej. WNT.
- [2] Croucher, P. (2011). Professional Helicopter Pilot Studies JAA Version. Electrocution Technical Publishers.
- [3] Domański, J. (1974). 1000 słów o samolocie i lotnictwie. Wydawnictwo MON.
- [4] Gawęcki, A. (1985). Podstawy mechaniki konstrukcji prętowych. Wydawnictwo Politechniki Poznańskiej.
- [5] Piechnik, S. (1980). Wytrzymałość materiałów. PWN.
- [6] R44 Pilot's operating handbook and FAA approved rotorcraft flight manual RTR 461, Robinson Helicopter Company, Torrance, California, USA.

Ryc. 9. Wykres słupkowy przedstawiający siłę maksymalną dla każdego popychacza w próbach rozciągania

Źródło: opracowanie własne S. Baryły





Politechnika Świętokrzyska  
Kielce University of Technology

# XIV EDYCJA OGÓLNOPOLSKIEGO KONKURSU 2023/2024 STUDENT-WYNALAZCA



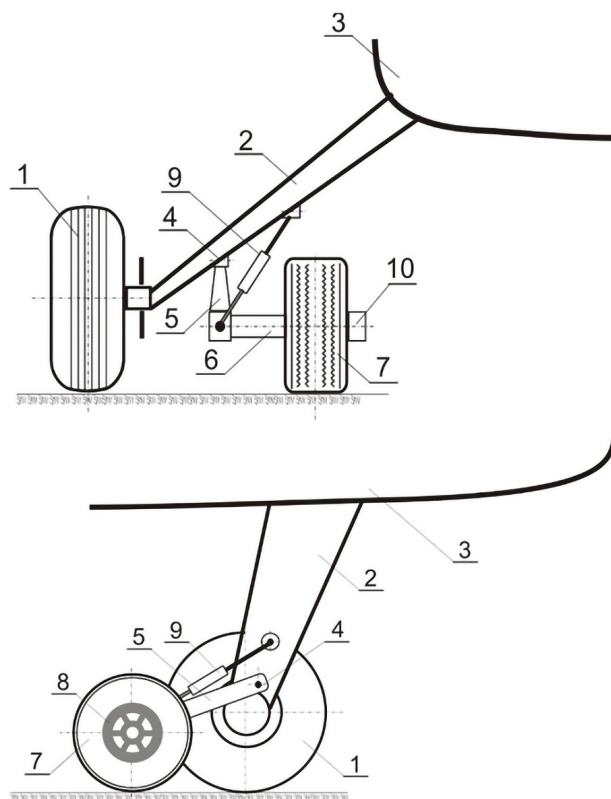
www.tu.kielce.pl

## Podwozie samolotu

Łukasz Puzio, Adrian Nafalski  
Państwowa Akademia Nauk Stosowanych w Chełmie

Jarosław Pytka  
Politechnika Lubelska

Wynalazek pt. *Podwozie samolotu* został zgłoszony przez Politechnikę Lubelską oraz Państwową Akademię Nauk Stosowanych w Chełmie. Przedmiotem wynalazku jest podwozie samolotu z kołem wspomagającym, napędzanym silnikiem elektrycznym. Podwozie samolotu charakteryzuje się tym, że do goleni przytwierdzony jest wahacz, do którego zamocowany jest wał koła wspomagającego z silnikiem elektrycznym. Wał zamocowany jest obrotowo do goleni. Pomiedzy golenią a drugim końcem wahacza zamocowany jest siłownik. Z kołem wspomagającym zintegrowany jest czujnik jego prędkości obrotowej, który połączony jest elektrycznie z modułem sterującym, połączonym linią sterującą do zasilania silnika elektrycznego oraz do siłownika. Działanie wynalazku polega na tym, że podczas startu samolotu sygnał z czujnika prędkości obrotowej koła wspomagającego przekazywany jest do modułu sterującego i gdy poślizg koła wspomagającego osiąga wartość powyżej 20%, moduł sterujący przekazuje sygnał sterujący do siłownika, który powoduje siłę docisku koła wspomagającego do nawierzchni drogi startowej, redukuje poślizg koła wspomagającego i zmniejsza się. Wynalazek został przedstawiony w przykładzie rozwiązania na rysunku (ryc. 1), zaś zdjęcie (ryc. 2) ilustruje prototyp zrealizowany w Centrum Lotniczym PANS w Deputyczach Królewskich.



Ryc. 1. Schemat elektrycznego układu napędu piasty koła samolotu: 1 – koło, 2 – goleń podwozia, 3 – kadłub samolotu, 4 – przegub, 5 – wahacz, 6 – wał, 7 – koło napędowe, 8 – silnik elektryczny w piastce koła, 9 – siłownik, 10 – moduł sterujący

Źródło: opracowanie własne autorów

Przewidywane zastosowanie obejmuje zabudowę wynalazku na różnorodnych samolotach lekkich lotnictwa ogólnego, w tym AERO AT, Cessna, Tecnam, Diamond, PZL, 3 Xtrim, Ekolot, Pipstrel, Aeroprakt, Aero Kros, Czech Sport Aircraft i wiele innych. Wynalazek ten ma szerokie spektrum zastosowania, przede wszystkim w sektorze lotnictwa ogólnego, ze szczególnym naciskiem na samoloty lekkie. Jego uniwersalna konstrukcja pozwala na adaptację do różnych modeli samolotów lekkich, zarówno z kołem przednim, jak i ogonowym, co otwiera możliwości zastosowania w szerokiej gamie płatowców. Zaletą wynalazku jest jego łatwość instalacji, która nie wymaga głębokich modyfikacji w podstawowej strukturze płatowca, co czyni go atrakcyjnym rozwiązaniem dla producentów i operatorów tych samolotów.

Do najważniejszych efektów zastosowania wynalazku można zaliczyć:

- oszczędność paliwa do 5–10% dzięki zastąpieniu napędu śmigłowego napędem kołowym elektrycznym, w szczególności podczas naziemnych manewrów samolotu (kołowanie, hangarowanie);
- zmniejszenie emisji substancji szkodliwych z silnika spalinowego samolotu, w tym związków ołowiu;
- eliminacja emisji hałasu silnika spalinowego na lotnisku;
- poprawa mobilności samolotu podczas kołowania i startu na lotniskach i lądowiskach o nawierzchni darniowej lub gruntowej;
- znaczne ułatwienie hangarowania samolotu;
- zmniejszenie poślizgu śmigła podczas rozbiegu;
- wyeliminowanie potrzeby używania holowników;
- wydłużenie resursu silników tłokowych;
- skrócenie wymaganej drogi startowej – szybsze osiągnięcie prędkości rotacji ( $V_r$ ) dzięki napędowi elektrycznemu wspomagającego rozbieg;
- zmniejszenie zużycia oraz uszkodzenia opon podczas przyziemienia spowodowane rozpędzeniem kół podwozia do prędkości  $V$  przyziemienia przed przyziemieniem;
- zwiększenie żywotności układu hamulcowego poprzez odzysk energii z kół podczas dobiegu i kołowania;
- minimalizacja uszkodzeń śmigła oraz płatowca przez ciała obce na znajdujące się w obrębie lotniska;
- poprawa bezpieczeństwa i zdrowia osób przebywających w pobliżu SP;
- zabudowanie systemu nie wpłynie znacząco na zwiększenie masy oraz położenie środka ciężkości, a tym samym nie zmieni właściwości aerodynamicznych SP (waga systemu około 1% MTOM SP, lokalizacja systemu w obszarze środka ciężkości systemu).

Warto dodać, że wynalazek brał udział w XIV edycji Konkursu „Student-Wynalazca” i zdobył wyróżnienie, nagrodę Prezesa Stowarzyszenia Polskich Wynalazców i Racjonalizatorów. Do tegorocznej edycji nadesłano 123 rozwiązania opracowane przez 247 twórców z 21 uczelni z całej Polski.



Ryc. 2. Prototypowe rozwiązanie podwozia samolotu na podstawie wynalazku

Fot. J. Pytka

# Najnowsze rozwiązania w projektowaniu silników odrzutowych komercyjnych samolotów pasażerskich

Piotr Ułasiuk

Państwowa Akademia Nauk Stosowanych w Chełmie



Rolls Royce UltraFan

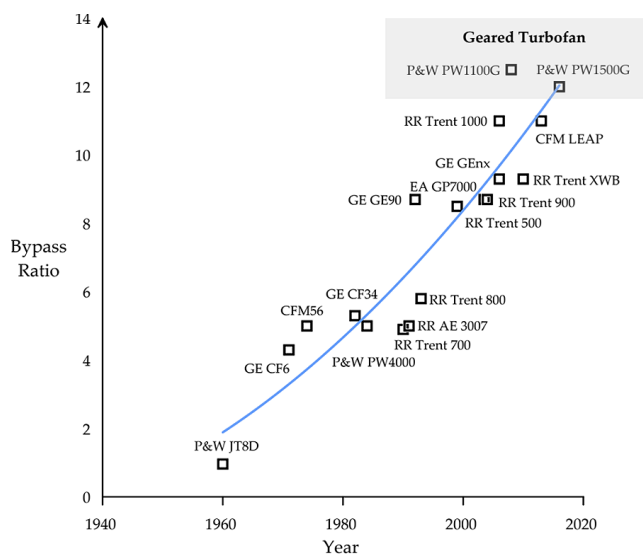
Źródło: [8]

## Streszczenie

Rynek lotniczy w Polsce, jak i na świecie dynamicznie się rozwija i przyciąga uwagę wielu inwestorów. Jak nigdy dotąd, największe koncerny lotnicze szukają w każdym możliwym aspekcie sposobu na zmniejszenie kosztów produkcji, eksploatacji oraz zużycia paliwa swoich samolotów. Bez wątpienia najważniejszym komponentem samolotu oraz tym, w którym można wprowadzić szereg nowych technologii i optymalizacji poszczególnych części, jest silnik odrzutowy. W artykule opisano najnowsze rozwiązania, które są wpro-

wadzone przez największych producentów napędów lotniczych oraz ich wpływ na polepszenie parametrów użytkowych. Przedstawiono wybrane rozwiązania konstrukcyjne i technologie stosowane w najnowszych konstrukcjach, jak na przykład Rolls Royce UltraFan, General Electric GEnx oraz Pratt & Whitney's PW 1100G.

**Słowa kluczowe:** silniki odrzutowe, optymalizacja, rynek lotniczy, technologie lotnicze, oszczędność paliwa, rozwój silników lotniczych



Ryc. 1. Ewolucja współczynnika dwuprzepływowości

Źródło: [5]

## Wprowadzenie

Istnieją dwie główne metody zwiększenia ciągu. Jedną z nich jest zwiększenie wydatku masowego powietrza prze-

ptywającego przez silnik. Może to być osiągnięte na skutek zwiększenia ilości (masy) powietrza lub przyspieszenie go do wyższych prędkości [1]. W praktyce pierwszy sposób jest stosowany prawie zawsze przy projektowaniu nowoczesnych silników dwuprzepływowych. Drugim sposobem jest zwiększenie energii gazów wylotowych poprzez spalanie mieszanki paliwowo-powietrznej w wyższej temperaturze. Powoduje to zwiększenie ilości energii odbieranej przez turbinę oraz ciąg uzyskany poprzez wylot gazów z wysoką prędkością.

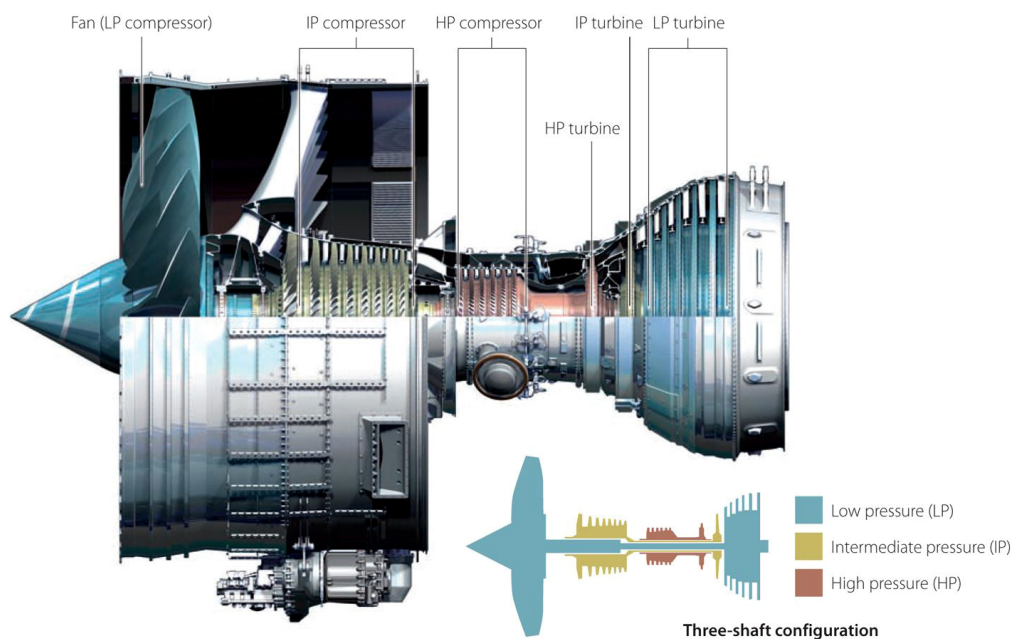
## Współczynnik dwuprzepływowości

Współczesne silniki odrzutowe korzystają z zalet wysokiego współczynnika dwuprzepływowości [2]. Określa on stosunek wydatku masowego powietrza przepływającego kanałem zewnętrznym do wydatku masowego powietrza przepływającego przez kanał wewnętrzny silnika. Wentylator umieszczony w przedniej części silnika jest odpowiedzialny za wytwarzanie nawet do 80% całkowitego ciągu silnika [3]. Wentylator jest napędzany przez turbinę znajdującą się w „gorącej” części silnika. Aby zoptymalizować taki układ, producenci dążą do miniaturyzacji rdzenia silnika (sekcji sprężarki, komory spalania, turbiny) oraz do maksymalnego zwiększenia rozmiarów wentylatora w celu zmniejszenia zużycia paliwa [4].



Ryc. 2. Airbus A220 z silnikami Pratt & Whitney PW1500G o współczynniku dwuprzepływowości 12:1

Źródło: [19]



Ryc. 3. RR Trent – zastosowanie trzech wałów

Źródło: [8]

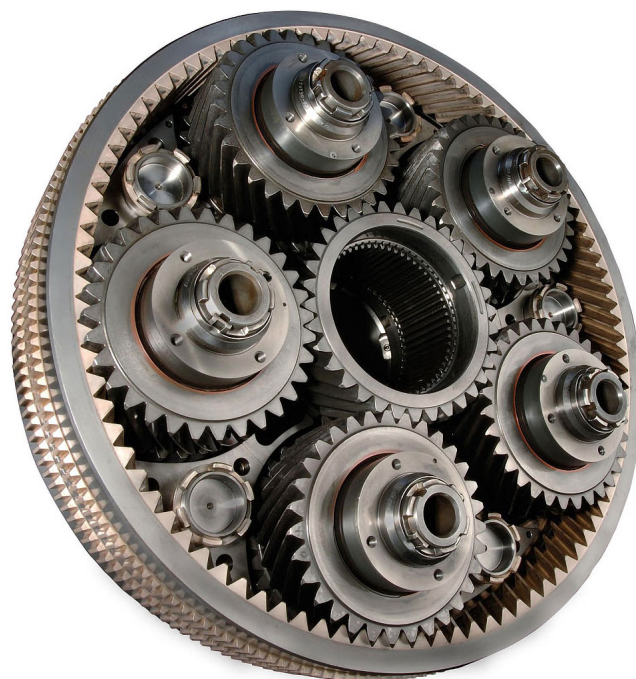
Na rycinie 1 przedstawiono tendencje zmiany współczynnika dwuprzepływowości dla silników odrzutowych od lat 60. do roku 2020. Nowsze konstrukcje rzadko kiedy posiadają współczynnik dwuprzepływowości mniejszy niż 10, a najnowocześniejsze konstrukcje osiągają stosunek aż 12,5:1 [5].

### Nowa architektura silnika

Zwiększenie współczynnika dwuprzepływowości nie jest jednak prostym zadaniem. Istnieje praktyczny limit, do którego możemy zwiększać ten stosunek, po przekroczeniu którego wystąpią zbyt duże starty aerodynamiczne przewyższające uzyskane zalety. W konwencjonalnym silniku wentylator napędzany jest poprzez turbinę niskiego ciśnienia umiejscowioną bezpośrednio przed wylotem. Obraca się ona z bardzo dużą prędkością obrotową sięgającą rzędu nawet 30 000 obr/min [6]. Wartość ta jest często limitowana z powodu innych części połączonych tym samym wałem. Dla wentylatora optymalna prędkość obrotowa jest o wiele niższa niż dla turbiny [7]. Skutkuje to tym, że turbina, wentylator oraz sprężarka nie pracują w najbardziej optymalnych warunkach. Inżynierowie z brytyjskiej firmy Rolls Royce zastosowali trójwałowe rozwiązanie. Silnik posiada turbinę wysokiego, średniego i niskiego ciśnienia [8]. Wszystkie trzy są połączone z odpowiadającą im sprężarką. Każdy z wałów obraca się z własną prędkością obrotową, co przenosi się na pracę w optymalnych warunkach. Dodatkowo zastosowanie takiej architektury silnika pozwala na przeniesienie części pracy ze sprężarki średniego ciśnienia (IP) na sprężarkę wysokiego ciśnienia. Pozwoliło to na lepsze zarządzanie rozkładem temperatur szczególnie dla łożysk, które są najbardziej narażone na zużycie pod wpływem wysokich temperatur. Poprzez odciążenie wału średniego ciśnienia (IP)

trzeci wał jest mniej podatny na uszkodzenia. Ponadto to rozwiązanie pomogło w uzyskaniu bardzo wysokiego sprężu całkowitego wynoszącego 70:1.

Powiększanie rozmiarów wentylatora będzie związane z większymi siłami odśrodkowymi zgodnie ze wzorem. Aby nie zwiększać sił działających na łopatkę wentylatora jednocześnie zwiększając jej długość, należy zmniejszyć prędkość obrotową lub masę. Alternatywnie możemy zwiększyć



Ryc. 4. Przekładnia planetarna o przełożeniu 3:1 wykorzystywana w silniku PW1000G

Źródło: [20]

wytrzymałość. W celu zmniejszenia prędkości obrotowej, która ma największy wpływ na siły odśrodkowe, producenci stawiają coraz częściej na przekładnie pomiędzy wentylatorem a resztą silnika [9]. W praktyce używane są przekładnie planetarne z przełożeniem około 3:1 [10]. Zastosowanie takiej przekładni pozwala na znaczne zredukowanie prędkości obrotowej wentylatora (40000–5000 RPM) jednocześnie pozwalając turbinie niskiego ciśnienia obracać się z bardzo wysokimi prędkościami (12000–15000 RPM) [10].

Dodatkowo poprzez osiągnięcie tych najlepszych prędkości obrotowych kompresor oraz turbina mogą składać się z mniejszej liczby stopni przy tych samych osiągnięciach, co prowadzi do oszczędności miejsca oraz zmniejszenia masy silnika. W silniku UltraFan firmy Rolls Royce przekładnia przeniosła napęd o mocy 87000 KM [8], a w znacznie mniejszym PW1000G – 30000 KM. Przekładnie te również są zaprojektowane do pracy w systemie bezobrotowym, pomijając okresową wymianę oleju.

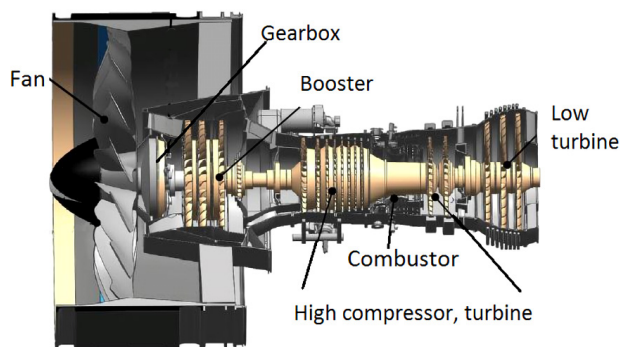
Końcówki łopat wentylatora posiadają największą prędkość obrotową. Prowadzi to nierzadko do przekraczania przez nie prędkości dźwięku. Pomimo tego, że obudowa silnika skutecznie zapobiega większym stratom aerodynamicznym, spowodowanych przez fale uderzeniowe, jednak mały spadek osiągnięć istnieje. Dla przykładu porównując silniki CFM56-2 oraz CFM56-3, gdzie średnica wentylatora jest mniejsza (a co za tym idzie, zmniejsza się prędkość obrotowa końcówek łopat) dla wersji „-3” zauważalny jest wzrost wydajności oraz zmniejszenie jednostkowego zużycia paliwa o prawie 3% [11]. Ponadto przy przekraczaniu prędkości dźwięku wytwarza się bardzo duży hałas. Jego redukcja staje się coraz ważniejsza przy rosnącym zagęszczeniu zabudowy wokół lotnisk. Zjawisku temu również możemy zapobiegać za pomocą użycia przekładni planetarnych.

Pomimo istnienia pomysłu wykonania takiego mechanizmu napędu wentylatora od niemal 50 lat, dopiero teraz technologia pozwala na seryjną produkcję. Spowodowane jest to między innymi rozwojem materiałów wykorzystywanych w lotnictwie. Charakteryzują się one ponadprzeciętną wytrzymałością oraz niewielką masą.

## Rozwój materiałów używanych w silnikach turbowentylatorowych

Drugi sposób pozwalający zwiększyć rozmiary wentylatora, jednocześnie nie zwiększając sił odśrodkowych, o których wspomniano, to zmniejszenie masy łopaty wentylatora. Najbardziej efektywnym sposobem jest używanie lekkich materiałów kompozytowych, takich jak włókno węglowe [12]. Kompozyty są używane głównie ze względu na ich wysoki współczynnik wytrzymałości do masy oraz możliwości uzyskania szczególnych własności kierunkowych wytrzymałości. Ponadto kompozyty węglowe mogą być używane do tworzenia bardzo złożonych geometrycznie kształtów w prosty sposób.

W porównaniu z tradycyjnymi materiałami, takimi jak tytan czy aluminium, kompozyty oferują niższą masę przy zachowaniu odpowiedniej wytrzymałości. Przykładowo dla silnika GENx, w którym wykorzystano kompozyty



Ryc. 5. Pratt & Whitney's Geared Turbofan PW 1100G

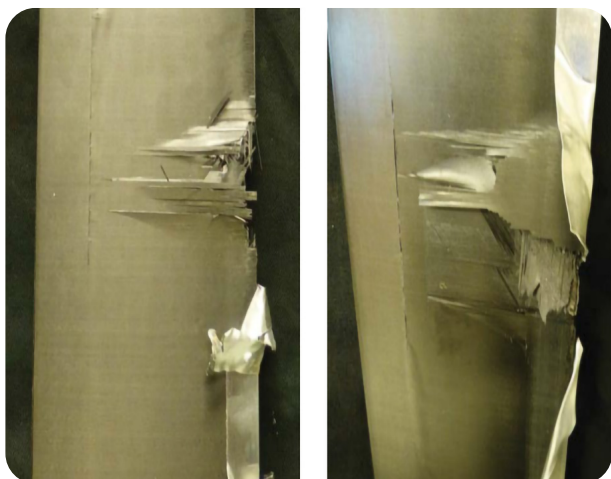
Źródło: [21]

wentylator, masa została zmniejszona o 66% w porównaniu z łopatkami wykonanymi z tytanu, jednocześnie zwiększając ich wytrzymałość o 100%. Ponieważ wytrzymałość została tak znacząco zwiększona, przekrój poprzeczny łopat mógł być zmniejszony, a prędkość obrotowa zwiększona [13]. Doprowadziło to do tego, że General Electric zmniejszyło liczbę łopat z 22 do 18, ponownie zmniejszając masę układu. Zmniejszenie liczby łopat pomaga w zredukowaniu poziomów hałasu [14].

Niestety używane do tego celu kompozyty posiadają również wady. Jedną z wad kluczowych dla wentylatora silnika odrzutowego jest mała udatność. Łopatki wentylatora są pierwszym elementem, na który natrafi ciało obce przy zderzeniu. Dlatego muszą one posiadać wysoką wytrzymałość na uderzenia tak, aby całość struktury nie została zniszczona. Przy uderzeniu łopatka nie może również przebić obudowy silnika i uderzyć w konstrukcję samolotu. Przeprowadzone przez NASA badania pokazują, że łopatki wykonane z włókna węglowego nie spełniają wymogów bezpieczeństwa [15]. Z tego powodu kompozytowe łopatki wentylatora są często wzmacniane za pomocą tytanu na krawędziach natarcia, który posiada o wiele większą udatność oraz akceptowalną wagę. Takie rozwiązanie możemy zaobserwować w silnikach GENx oraz UltraFan.

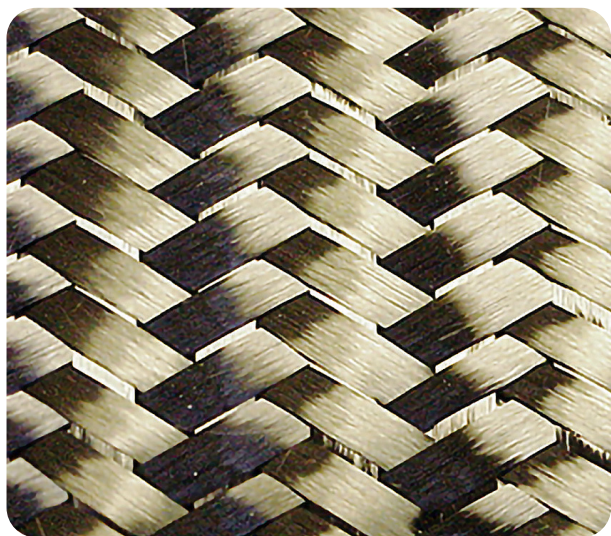
Po sukcesie związanym z wykorzystaniem kompozytów w produkcji wentylatorów inżynierowie próbowali znaleźć dla nich zastosowanie w innych częściach silnika. Próby użycia kompozytów do wykonania elementów sekcji gorącej silnika zakończyły się niepowodzeniem. Kompozyty z włókna węglowego tracą swoją integralność przy już przy 490°C utrzymywanych przez 3 min [14]. Prowadzone są najnowsze badania nad nowymi materiałami, które nie bazują na węglu i mogłyby zostać użyte do najgorętszych sekcji silnika. Przykładem są kompozytowe materiały ceramiczne CMC (ang. *ceramic matrix composites*), wykazujące bardzo wysoką odporność na temperatury panujące np. w komorze spalania, jednocześnie posiadając niższą wagę niż aktualnie stosowane materiały, takie jak nadstopowy aluminium [17].

Inaczej wygląda sytuacja w przypadku obudowy silnika. Z jednej strony jest to często jeden z najcięższych komponentów silnika, a z drugiej nie jest to część przenosząca wysokie obciążenia ani nie można go uznać jako głównego elementu konstrukcyjnego. Pomimo tego obudowa musi być na tyle wytrzymała, aby wytrzymać przypadek, gdy

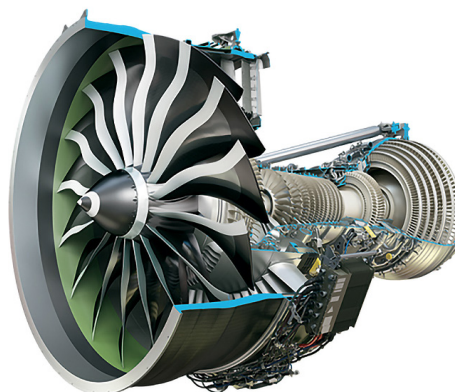


Ryc. 6. Uszkodzone uderzeniem łopatki silnika wykonane z kompozytów węglowych  
Źródło: [15]

jedna z łopat wentylatora ulegnie uszkodzeniu i oderwie się od wału. W tym przypadku obudowa spełnia zadanie ochrony reszty płatowca przed „wysrzeloną” z bardzo wysoką prędkością częścią. Dlatego też podjęto działania w celu wykonania obudowy silnika wykonanej z kompozytu o niskiej wadze, ale również spełniającej wymogi bezpieczeństwa w przypadku opisanej awarii. NASA w swoich badaniach wykorzystwała trójosiowy splot węglowy jako innowacyjną alternatywę dla aluminium w produkcji osłon wentylatorów do silników odrzutowych [16]. Sploty te są nie tylko wyjątkowo wytrzymałe, ale także umożliwiają znaczne zmniejszenie wagi i zużycia paliwa. Skuteczne rozłożenie obciążeń sprawia, że struktury splotowe są wyjątkowo odporne na uderzenia. Ponieważ wszystkie włókna w strukturze biorą udział w odbieraniu obciążenia, splot absorbuje dużą ilość energii podczas awarii, co czyni go bardzo skutecznym rozwiązaniem w osłonach łopat wentylatora w samolotach komercyjnych.



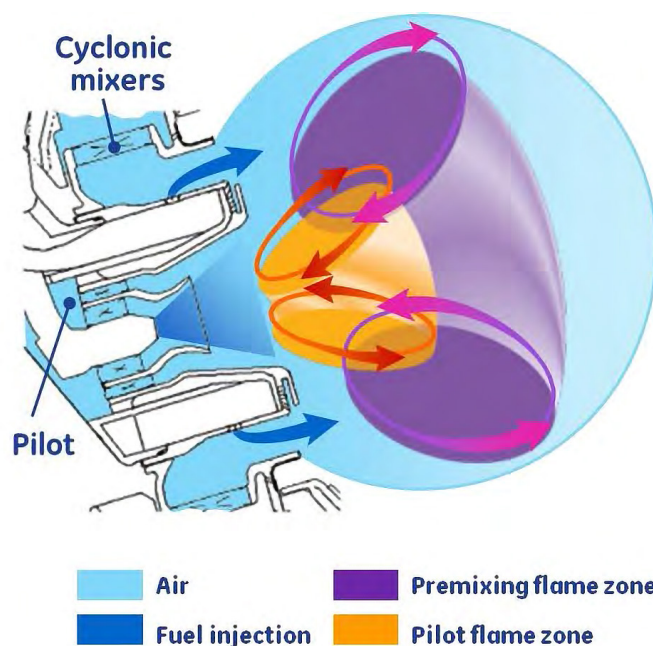
Ryc. 8. Spleciona struktura kompozytu węglowego pozwalająca na przeniesienie wysokich obciążeń  
Źródło: [16]



Ryc. 7. Przekrój przez obudowę silnika  
Źródło: [10]

### Technologie wtrysku paliwa

Przy szukaniu oszczędności oraz bardziej ekonomicznych rozwiązań nie sposób nie zatrzymać się przy samym sednie sprawy, jakim jest zużycie paliwa. Każde z powyżej przedstawionych rozwiązań w pewnym stopniu pośrednio przekłada się na niższe zużycie paliwa. Jednakże producenci silników szukają również nowych rozwiązań bezpośrednio zarządzających wtryskiem ilości paliwa. Zasadniczo dąży się do uzyskania mieszanki paliwowo-powietrznej mniej bogatej w paliwo. Prowadzi to do zmniejszenia zużycia paliwa oraz emisji spalin, co jest szczególnie ważne przy coraz bardziej rygorystycznych celach klimatycznych [8]. Poprzez ulepszone mieszanie paliwa i powietrza przed zapłonem osiąga się bardziej kompletne spalanie. Oprócz maksymalizacji uwolnienia energii z paliwa występuje także korzyść dla emisji, z mniejszą ilością NOx i cząstek emitowanych [18]. System Twin Annular Premixing Swirler (TAPS) wykorzystuje wtryskiwacze paliwa z dwoma kanałami (centralny



Ryc. 9. System TAPS  
Źródło: [18]

określany jako pilot oraz główny), jak pokazano na rycinie 9. Centralny wtrysk działa podobnie jak standardowy wtryskiwacz wykorzystujący bogatą mieszankę. Podczas rozruchu i niskiej mocy paliwo jest w 100% wtryskiwane do pilota. Przy wyższej mocy paliwo jest dzielone pomiędzy kanał centralny i główny. Wtrysk główny to zestaw promieniowych strumieni, które wchodzą do większego wirującego obszaru powietrza głównego. Spalana jest tam mieszanka uboga w paliwo. Przy wysokiej mocy większość paliwa jest wstrzykiwana przez wtrysk główny. Sprawia to, że zarówno obszar mieszania paliwa pilota centralnego, jak i głównego są ubogie w paliwo. Dokładne wymieszanie paliwa pozwala na zastosowanie mieszanki znacznie uboższej niż stechiometryczna oraz niższej temperatury spalania, co prowadzi do znacznego zmniejszenia emisji w szczególności tlenków azotu.

## Podsumowanie

W przyszłości możemy spodziewać się kolejnych nowych rozwiązań wraz z rozwojem rynku lotniczego. Wiele technologii wykorzystywanych w innych dziedzinach przemysłu sprawdziło się i znalazło szerokie zastosowanie. Lotnictwo charakteryzujące się bardzo wysokimi standardami jakości i niezmiernie szerokim i długotrwałym testom będzie powoli wprowadzać coraz to nowsze technologie już dostępne, a tylko oczekujące na dostosowanie do warunków pracy w silniku odrzutowym. Szczególnie rozwój inżynierii materiałowej pozwoli na produkcję i optymalną ze względów ekonomicznych materiałów dotychczas nieużywanych w lotnictwie. Coraz częściej można zaobserwować również wpływ zastosowania nowych rodzajów produkcji, jak np. druk 3D w lotnictwie do wykonywania bardzo złożonych elementów. Całościowy rozwój przyczyni się do coraz bardziej efektywnego, tańszego i ekologicznego transportu lotniczego, który odgrywa istotną rolę w gospodarce globalnej.

## Bibliografia

- [1] Brauhn, R.D. (2015). *Aviation Maintenance Technician Certification Series: Gas Turbine Engines. Module 15*, Aircraft Technical Book Co.
- [2] Balicki, W., Głowacki, P., Szczeciński, S., & Kozakiewicz, A. (2016). Bilans energetyczny wirników dwuprzepływowych silników odrzutowych. *Prace Instytutu Lotnictwa*, 3(244), 321–328.
- [3] Hodson, H., & Howell, R. (2005). *The role of transition in high-lift low-pressure turbines for aeroengines*. *Progress in Aerospace Sciences*, 41, 419–454.
- [4] Russell, J. (2021, October 27). NASA, US Industry Accelerate Advancement of Small Core Aircraft Engines. Explore. <https://www.nasa.gov/aeronautics/nasa-us-industry-accelerate-advancement-of-small-core-aircraft-engines/>
- [5] Alves, P., Silvestre, M. & Gamboa, P. (2020). Aircraft Propellers – Is There a Future?. *Energies*, 13(16). <https://doi.org/10.3390/en13164157>
- [6] Gas turbine. (2024, September 17). In Wikipedia. [https://en.wikipedia.org/wiki/Gas\\_turbine](https://en.wikipedia.org/wiki/Gas_turbine)
- [7] Guynn, M., Berton, J. J., Fisher, K. L., Haller, W. J., Tong, M. & Thurman, D. R. (2013, August 24). *Engine Concept Study for an Advanced Single-Aisle Transport*. NASA NTRS.
- [8] Rolls Royce. (2024, September 17). *The Ultimate TurboFan*. <https://www.rolls-royce.com/innovation/ultrafan.aspx>
- [9] Graham-Rowe, D. (2021, December 13). *More Efficient Jet Engine Gets in Gear*. MIT Technology Review. <https://www.technologyreview.com/2010/12/13/24891/more-efficient-jet-engine-gets-in-gear/>
- [10] Fehrm, B. (2016, March 4). *Engine architectures*. Leeham News and Analysis. <https://leehamnews.com/2016/03/04/bjorns-corner-engine-architectures/>
- [11] Epstein, N. (1981). *CFM56-3 High By-Pass Technology for Single Aisle Twins*. In 1981 AIAA/SAE/ASCE/ATRIF/TRB International Air Transportation Conference, 26–28 May 1981. American Institute of Aeronautics and Astronautics. <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.1981-808>
- [12] Fromm, J. (2016). *Composite Fan Blades and Enclosures for Modern Commercial Turbo Fan Engines. ASEN 5063: Gas Turbine Propulsion*. <https://www.colorado.edu/faculty/kantha/sites/default/files/attached-files/fromm.pdf>
- [13] Mecham, M. (2006, 17 April). GENx Development Emphasizes Composites, Combustor Technology. <https://aviationweek.com/genx-development-emphasizes-composites-combustor-technology>
- [14] Ranasinghe, K., Guan, K., Gardi, A., & Sabatini R. (2019). Review of Advanced Low-Emission Technologies for Sustainable Aviation. *Energy*, 188. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2019.115945>
- [15] Miller, S. G., Handschuh, K. M., Sinnott, M. J., Kohlman, L. W., Roberts, G. D., Martin, R. E., Ruggeri, Ch. R. & Pereira, J. M. (2015, February 15). *Materials, Manufacturing, and Test Development of a Composite Fan Blade Leading Edge Subcomponent for Improved Impact Resistance*. NASA NTRS. <https://ntrs.nasa.gov/citations/20150002113>
- [16] National Aeronautics and Space Administration. (2006). *Damage-Tolerant Fan Casings for Jet Engines*. NASA Spinoff. [https://spinoff.nasa.gov/Spinoff2006/T\\_1.html](https://spinoff.nasa.gov/Spinoff2006/T_1.html)
- [17] Ohnabe, H., Masaki, S., Onozuka, M., Miyahara, K., Sasa, T. (1999). Potential application of ceramic matrix composites to aero-engine components, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 4(30), 489-496. [https://doi.org/10.1016/S1359-835X\(98\)00139-0](https://doi.org/10.1016/S1359-835X(98)00139-0)
- [18] U.S. Department of Transportation. (2013, June). *TAPS II Combustor Final Report Continuous Lower Energy, Emissions and Noise (CLEEN) Program*. Federal Aviation Administration. [https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/about/office\\_org/headquarters\\_offices/apl/TAPS\\_II\\_Public\\_Final\\_Report.pdf](https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/about/office_org/headquarters_offices/apl/TAPS_II_Public_Final_Report.pdf)
- [19] Lukas Souza. (2024, October 15). A Large Jetliner Sitting on Top of an Airport Tarmac. [Photograph]. Unsplash. [https://unsplash.com/photos/a-large-jetliner-sitting-on-top-of-an-airport-tarmac-M\\_wNYGi9o3s](https://unsplash.com/photos/a-large-jetliner-sitting-on-top-of-an-airport-tarmac-M_wNYGi9o3s)
- [20] Chandler, Ch. (2014, February 27). *Turbine Technology: Innovations in Turbine Engines*. Aviation Pros. [www.aviationpros.com/article/10617063/turbine-technology-innovations-in-turbine-engines](http://www.aviationpros.com/article/10617063/turbine-technology-innovations-in-turbine-engines)
- [21] Fehrm, B. (2024, April 19). *New engine development. Part 4. Propulsive efficiency*. Leeham News and Analysis. <https://leehamnews.com/2024/04/19/bjorns-corner-new-engine-development-part-4-propulsive-efficiency/>



# Starship – największa i najmocniejsza rakietą zbudowana przez człowieka

Adam Juchacz

Państwowa Akademia Nauk Stosowanych w Chełmie

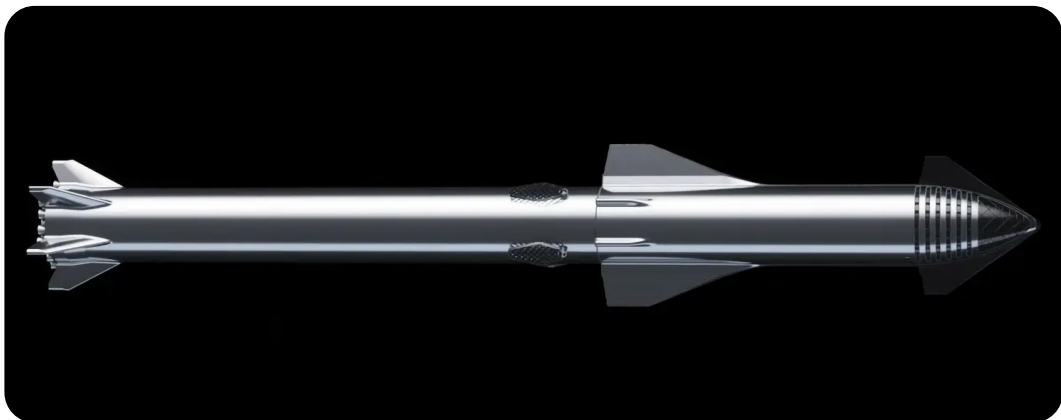
## Streszczenie

W artykule przedstawiono rakietę nośną Starship. Zawarto dane techniczne, planowane modyfikacje mające na celu ulepszenie konstrukcji. Opisane są zarówno wady, jak i zalety największej rakiety świata oraz wymagania, z jakimi się zmagają firma SpaceX. Krótko wspomniano o planach Elona Muska, mecenasa programu SpaceX, na podbój kosmosu w najbliższych latach.

**Słowa kluczowe:** rakietą nośną, Starship, SpaceX

## Wprowadzenie

Starship to najnowsza i najbardziej zaawansowana rakietą kosmiczną opracowywana przez SpaceX, firmę założoną przez Elona Muska. Jej konstrukcja oraz ambitne plany związane z eksploracją kosmosu sprawiają, że zapowiada się ona jako rewolucyjna technologia, która odmieni sposób, w jaki ludzkość myśli o podróżach kosmicznych.



Ryc. 1. Model 3D rakiety Starship

Źródło: [1]



Ryc. 2. Pierwszy stopień rakiety na platformie startowej

Źródło: [1]

## Konstrukcja i dane techniczne

Starship składa się z dwóch głównych elementów: pierwszego stopnia (Super Heavy) oraz drugiego stopnia (Starship).

### Super Heavy

Super Heavy to imponujący booster rakiety o wysokości około 68 m i średnicy 9 m. Jest wyposażony w maksymalnie 33 silniki Raptor, które wykorzystują zaawansowaną technologię spalania z etapu pełnego przepływu oksydatora. Te nowoczesne silniki, zasilane metanem ( $\text{CH}_4$ ) i ciekłym tlenem (LOX), zapewniają ogromną moc niezbędną do wyniesienia rakiety wraz z jej ładunkiem na orbitę. Każdy silnik Raptor generuje ciąg o wartości około 230 ton metrycznych, co w sumie daje Super Heavy zdolność do wygenerowania ponad 7600 ton ciągu przy pełnym napełnieniu i maksymalnym ustawieniu wszystkich silników. Silniki zostały zaprojektowane z myślą o wielokrotnym użyciu, co znacząco obniża koszty operacyjne związane z eksploracją kosmosu. Dzięki temu Super Heavy ma zdolność do wyniesienia ponad 100 ton ładunku na niską orbitę okołoziemską (LEO).

### Starship

Starship to rewolucyjny pojazd kosmiczny o wysokości około 50 m i średnicy 9 m. Wyposażony jest w sześć zaawansowanych silników Raptor, podzielonych na dwie kategorie w celu zwiększenia efektywności działania w różnych warunkach atmosferycznych. Trzy z tych silników to wersje atmosferyczne, zaprojektowane do pracy w gęstej atmosferze ziemskiej podczas startu i lądowania. Te silniki posiadają mniejsze dysze, co umożliwi skuteczniejsze zarządzanie gazami w fazie startu oraz precyzyjne manewrowanie podczas lądowania.

Pozostałe trzy silniki to wersje próżniowe (Raptor Vacuum), zoptymalizowane do wydajnego działania w warunkach próżni kosmicznej, na przykład podczas orbitowania Ziemi czy manewrowania międzyplanetarnego. Wyposażone w większe dysze, te silniki pozwalają na bardziej efektywne wykorzystanie paliwa w niskociśnieniowych warunkach przestrzeni kosmicznej.

Dzięki tej kombinacji silników Starship zapewnia elastyczność i zdolność do przeprowadzania zarówno manewrów startowych, jak i zadań w przestrzeni kosmicznej, co czyni go wysoce wszechstronnym pojazdem zdolnym do szerokiego zakresu misji. W zależności od konfiguracji Starship może przewozić do 100 osób lub ogromne ilości ładunku, co czyni go idealnym kandydatem do załogowych lotów międzyplanetarnych oraz transportu ciężkich ładunków na orbitę.

## Misje i plany

SpaceX ma szereg ambitnych planów związanych ze statkiem kosmicznym Starship, obejmujących podboje międzyplanetarne, podróże orbitalne, misje załogowe na Międzynarodową Stację Kosmiczną (ISS) oraz liczne testy i postępy technologiczne.

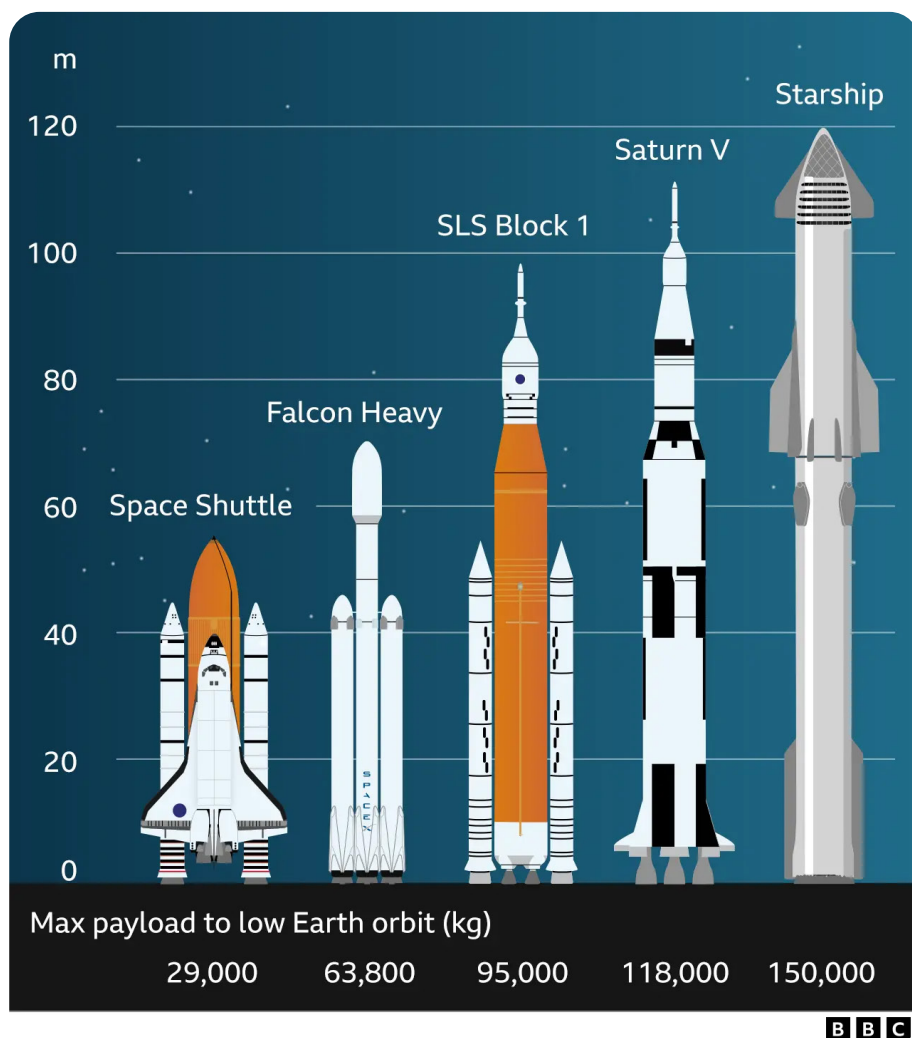
Podboje międzyplanetarne stanowią centralny cel misji związanych z Starshipem. Elon Musk otwarcie mówi o swojej największej ambicji, jaką jest kolonizacja Marsa. Planowane jest, że pierwsze załogowe misje na Czerwoną Planetę mogą odbyć się w latach 2025–2030. Równocześnie NASA wybrała Starship jako platformę do przyszłych załogowych misji księżycowych w ramach programu Artemis, który ma na celu powrót ludzi na Księżyc.

W kontekście podróży orbitalnych SpaceX planuje realizację komercyjnych lotów, obejmujących misje turystyczne i naukowe. Firma zawarła już umowy z wieloma partnerami komercyjnymi, w tym z japońskim miliarderem Yusaku Maezawą, który zarezerwował pełny lot wokół Księżyca.



Ryc. 3. Drugi stopień rakiety

Źródło: [1]



Ryc. 4. Grafika porównująca raketę Starship do innych największych osiągnięć technologicznych zbudowanych przez człowieka

Źródło: [1]

Starship ma także potencjał zastąpienia obecnie używanych kapsuł Dragon w misjach załogowych na ISS. Zapewnia to większą elastyczność i pojemność w transporcie zarówno załogi, jak i ładunku.

SpaceX przeprowadziło już szereg testów w celu doskonalenia projektu Starship. Kluczowe wydarzenia obejmują testy lądowania i skoku, w których prototypy Starship, oznaczone jako SN (Serial Number), przechodziły wielokrotnie testy startu i lądowania. Wyniki tych testów dostarczyły istotnych danych, co pozwoliło na udoskonalenie konstrukcji i systemów rakiety. Ponadto SpaceX planuje przeprowadzenie testów lotów orbitalnych, które będą kluczowe dla oceny efektywności oraz niezawodności systemu w warunkach kosmicznych.

Jak każda innowacyjna technologia, Starship napotyka liczne wyzwania techniczne, regulacyjne oraz ekonomiczne.

#### Wyzwania techniczne

Jednym z głównych technicznych wyzwań jest skuteczne lądowanie na Marsie, co wymaga opracowania rozwiązań dla problemów związanych z cienką atmosferą Marsa oraz

trudnym terenem lądowania. Długotrwałe misje międzyplanetarne wymagają również zaawansowanych systemów podtrzymywania życia, które będą w stanie zapewnić załodze niezbędne warunki do przetrwania podczas wielomiesięcznych podróży.

#### Wyzwania regulacyjne

SpaceX musi uzyskać niezbędne zgody i licencje od agencji kosmicznych i innych odpowiednich organów regulacyjnych na starty i lądowania zarówno na Ziemi, jak i na innych ciałach niebieskich. Proces ten może być skomplikowany i czasochłonny ze względu na konieczność spełnienia wielu rygorystycznych standardów bezpieczeństwa i ochrony środowiska.

#### Wyzwania ekonomiczne

Realizacja tych ambitnych przedsięwzięć wymaga znacznych nakładów finansowych. O ile SpaceX odnosi sukcesy w pozyskiwaniu funduszy na etapie misji demonstracyjnych, przejście do operacyjnych misji może wymagać jeszcze większych inwestycji oraz skutecznych modeli biznesowych, które uzasadniają wysokie koszty.

#### Przyszłość projektu Starship

Starship stanowi kamień milowy w nowoczesnej inżynierii kosmicznej, symbolizujący przełom w podejściu do eksploracji pozaziemskej z wykorzystaniem najnowszych osiągnięć technologicznych. Jest to projekcja nowej ery kosmicznej, w której cele, które do niedawna wydawały się nieosiągalne, są na wyciągnięcie ręki dzięki innowacjom i postępowi w dziedzinie technologii raketowej oraz materiałoznawstwa.

Jeśli SpaceX zdoła zrealizować swoje ambitne plany, Starship ma potencjał, aby stać się pierwszym skutecznie operującym pojazdem, zdolnym do regularnych, wielokrotnego użytku lotów międzyplanetarnych, co oznaczałoby fundamentalną zmianę w logistyce misji kosmicznych. Konstrukcja Starshipa z wykorzystaniem stali nierdzewnej, zaawansowane systemy napędowe Raptor, które pracują na mieszance ciekłego metanu i tlenu, oraz zdolność do tankowania w przestrzeni kosmicznej, stanowią kluczowe elementy umożliwiające realizację tych zamierzeń.

Przyszłość Starshipa obejmuje zarówno misje na Księżyc (wspomniany program Artemis), jak i ambitne wyprawy na Marsa, które mają doprowadzić do stworzenia stałych kolonii na Czerwonej Planecie. Długoterminowym celem

jest zrewolucjonizowanie podróży kosmicznych, tak aby międzyplanetarne podróże mogły stać się nie tylko możliwe, ale również rutynowe, otwierając nowy rozdział w historii ludzkości jako gatunku międzyplanetarnego.

### Zastosowania komercyjne

W perspektywach technologicznych i ekonomicznych projekt Starship, jako innowacyjne rozwiązanie technologiczne, ma potencjał do radykalnego obniżenia kosztów wynoszenia ładunków na orbitę, co może zrewolucjonizować nie tylko przemysł satelitarny, ale również badania kosmiczne i turystykę kosmiczną. Dzięki zdolności do przewozu dużych ładunków, Starship może stać się katalizatorem rozwoju globalnej infrastruktury kosmicznej, w tym budowy nowych stacji kosmicznych i innych struktur orbitalnych.

Starship charakteryzuje się konstrukcją wielokrotnego użytku, co jest kluczowe dla redukcji kosztów związanych z wynoszeniem ładunków na orbitę. Tradycyjne rakiety kosmiczne są zazwyczaj jednorazowego użytku, co generuje ogromne koszty. Dzięki wielokrotnemu użyciu Starship ma potencjał, aby znacząco obniżyć te koszty, co otwiera nowe możliwości dla komercyjnych aplikacji kosmicznych.

Aktualnie największą inwestycją SpaceX jest system satelitarny Starlink, którego satelity są wynoszone na orbitę przez rakiety Falcon 9 w liczbie około 60 sztuk na lot. Dzięki większej pojemności ładunkowej Starship będzie mógł transportować kilkukrotnie większą liczbę satelitów w jednym locie, co znacznie zwiększy efektywność i obniży koszty operacyjne.

Dzięki zdolności do przewozu dużych ładunków Starship ma potencjał, by wspierać rozwój infrastruktury kosmicznej na niespotykaną wcześniej skalę. Może to obejmować budowę i zaopatrzenie nowych stacji kosmicznych, a nawet konstrukcję struktur orbitalnych służących jako przystanki dla przyszłych misji międzyplanetarnych.

Starship otwiera również nowe horyzonty w dziedzinie turystyki kosmicznej. Zdolność do przewozu dużej liczby pasażerów jednocześnie sprawia, że podróże w przestrzeń kosmiczną stają się bardziej dostępne dla prywatnych klientów. Przy odpowiedniej redukcji kosztów podróże suborbitalne i orbitalne mogłyby stać się dostępne nie tylko dla rządów i korporacji, ale również dla indywidualnych entuzjastów i badaczy.

Starship jest projektowany z myślą o wysokiej modularności, co umożliwi jego dostosowanie do różnych rodzajów misji – od wynoszenia satelitów, przez zaopatrywanie stacji kosmicznych, aż po misje załogowe i rozbudowane misje międzyplanetarne. Adaptacja ładowni i systemów wewnętrznych w zależności od specyficznych potrzeb



Ryc. 5. Start rakiety Starship z kosmodromu Starbase w Boca Chica w południowym Teksasie na wybrzeżu Zatoki Meksykańskiej

Źródło: [1]

misji czyni ten statek kosmiczny wysoce wszechstronnym narzędziem.

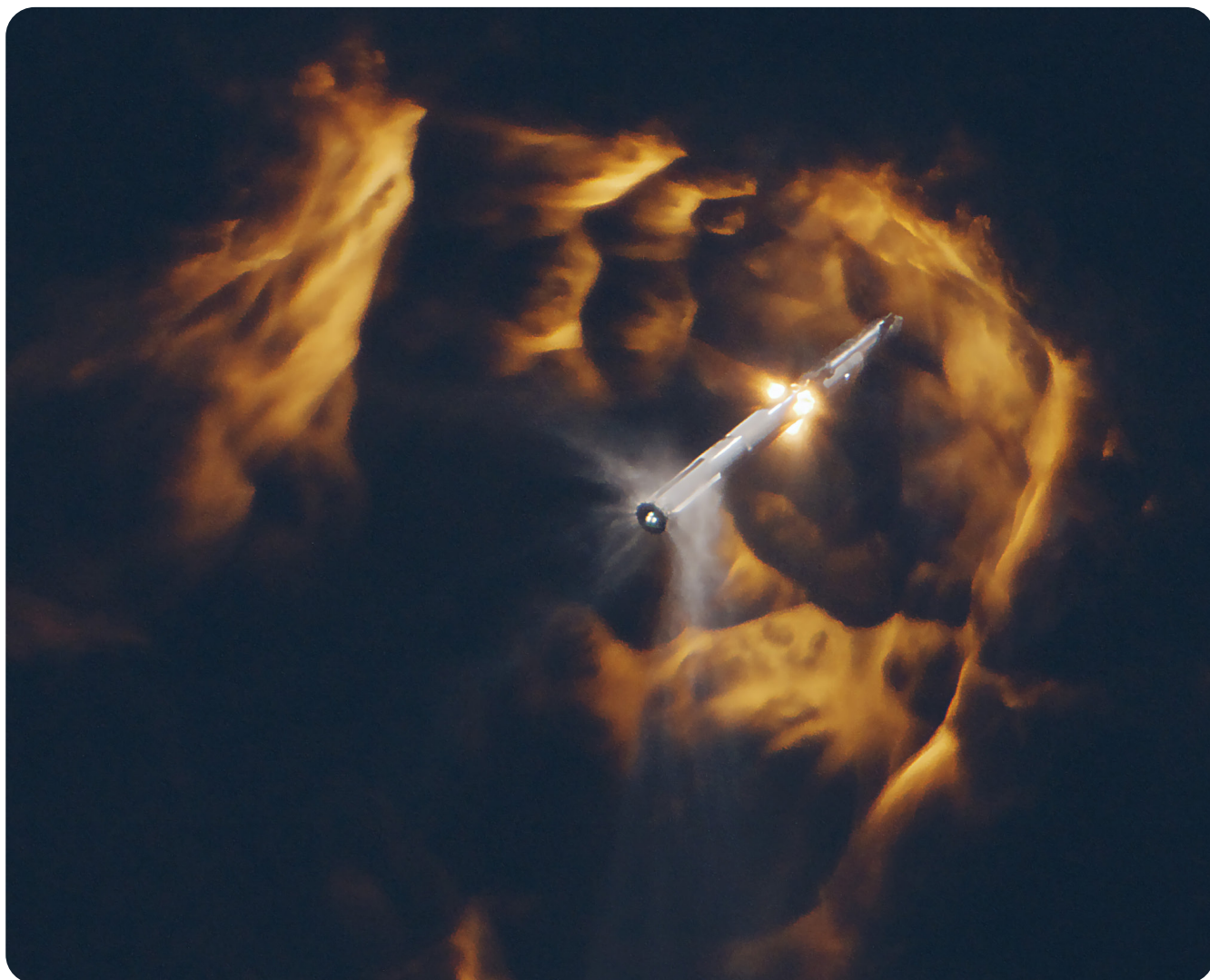
Jednym z kluczowych elementów technologicznych rakiety Starship jest zdolność do tankowania w przestrzeni kosmicznej. Umożliwia to znaczne zwiększenie zasięgu misji, pozwalając na transport większych ładunków na dłuższe dystanse. Strategia ta jest szczególnie istotna dla misji międzyplanetarnych, takich jak loty na Marsa, gdzie możliwość tankowania w przestrzeni stanowi kluczowy element planowania logistycznego.

Wielokrotnego użytku konstrukcja Starshipa, w połączeniu z zaawansowanymi technologiami napędowymi i aerodynamicznymi, umożliwia szybki obrót między kolejnymi lotami, co dodatkowo obniża koszty operacyjne. Systematyczna, rutynowa obsługa techniczna i możliwość szybkiej regeneracji statku kosmicznego po powrocie na Ziemię to kolejne kroki ku maksymalizacji efektywności operacyjnej.

Komercjalizacja przestrzeni kosmicznej poprzez zastosowanie rakiety Starship ma szerokie implikacje ekonomiczne, wykraczające poza tradycyjne ramy przemysłu kosmicznego. Obejmuje ona rozszerzenie rynków komercyjnych, rozwój nowych technologii oraz przyspieszenie ekonomii kosmicznej.

Niższe koszty wynoszenia ładunków na orbitę mogą przyciągnąć nowe firmy do branży satelitarnej, wspierając rozwój małych i średnich przedsiębiorstw (MŚP) w sektorze. Bardziej dostępne wynoszenie satelitów sprzyja również innowacjom w zakresie miniaturyzacji technologii satelitarnych oraz wprowadzeniu nowych usług, takich jak Internet rzeczy (IoT) czy globalne sieci 5G.

Redukcja kosztów związanych z dostępem do przestrzeni kosmicznej może również stymulować badania naukowe i rozwój technologii. Instytuty badawcze, uniwersytety oraz prywatne laboratoria zyskują możliwość realizowania bar-



Ryc. 6. Moment separacji pierwszego i drugiego członu rakiety

Źródło: [1]

dziej ambitnych i różnorodnych projektów. Starship może też wspierać międzynarodową współpracę, umożliwiając wspólne misje badawcze i projekty technologiczne.

Zdolność do transportu dużych ładunków na orbitę sprzyja tworzeniu przyszłej infrastruktury orbitalnej. Stacje kosmiczne, hotele kosmiczne, przystanki do tankowania w przestrzeni kosmicznej oraz inne podobne struktury mogą zrewolucjonizować sposób, w jaki prowadzimy operacje w kosmosie, przynosząc długoterminowe korzyści ekonomiczne i technologiczne.

Komercjalizacja podróży kosmicznych może stać się nowym sektorem gospodarki kosmicznej. Starship, dzięki swoim możliwościom przewozowym, oferuje perspektywę ekonomicznie efektywnej turystyki kosmicznej. Współpraca z partnerami prywatnymi i firmami turystycznymi może doprowadzić do powstania nowych modeli biznesowych skupiających się na masowej turystyce orbitalnej i suborbitalnej.

#### **Edukacja i inspiracja**

Program Starship, dzięki swojej skali i ambitnym celom, inspirowało nowe pokolenia naukowców, inżynierów i entu-

zjastów kosmosu. Jego sukces może przyczynić się do wzrostu zainteresowania naukami ścisłymi i inżynierią, co ma kluczowe znaczenie dla dalszego rozwoju technologii kosmicznych.

#### **Podsumowanie**

Rakieta Starship od firmy SpaceX to bardzo znaczący krok naprzód w dziedzinie eksploracji kosmicznej. Jej zaawansowana konstrukcja, potężne silniki i ambitne cele misji stawiają ją w centrum uwagi zarówno naukowej, jak i komercyjnej społeczności kosmicznej. Jeśli plany Elona Muska dotyczące Marsa i innych destynacji kosmicznych zostaną zrealizowane, Starship może okazać się kluczowym narzędziem, które pozwoli ludzkości na stałą obecność poza Ziemią.

Ambitne cele i rewolucyjna technologia sprawiają, że Starship jest jednym z najważniejszych projektów kosmicznych naszych czasów, oferując nadzieję na rozpoczęcie nowej ery w podróżach kosmicznych. Program Starship nie tylko przesuwa granice technologii, ale również oferuje marzenie



*Ryc. 7. Wszystkie 33 silniki Raptor odpalone podczas startu rakiety*  
Źródło: [1]



Ryc. 8. Moment wejścia drugiego stopnia rakiety w atmosferę z widoczną powstającą plazmą

Źródło: [1]



Ryc. 9. Test statyczny Super Heavy 31

Źródło: [1]

o międzyplanetarnej przyszłości, w której ludzkość może stawiać nowe kroki na niezbadanych dotąd światach, czyniąc z odkrywania kosmosu ostateczny cel naszej cywilizacji.

### Bibliografia

- [1] <https://www.spacex.com/> (2024, July 4)
- [2] <https://space24.pl/pojazdy-kosmiczne/systemy-nosne/starship-polecial-po-raz-czwarty-sukces-spacex> (2024, July 4)

# *Just Culture* w Ośrodku Szkolenia Lotniczego PANS w Deputykach Królewskich

Albert Małek

Państwowa Akademia Nauk Stosowanych w Chełmie

## Streszczenie

W artykule opisano problematykę wdrożenia i stosowania metody *Just Culture* w Ośrodku Szkolenia Lotniczego Państwowej Akademii Nauk Stosowanych w Deputykach Królewskich. Przedstawiono i omówiono statystyki zdarzeń lotniczych, które miały miejsce w trakcie szkolenia studentów w latach 2011–2023. Artykuł powstał na podstawie pracy magisterskiej autora, zatytułowanej *Błędy w procesie szkolenia lotniczego pilotów a ocena ryzyka wystąpienia wypadku lotniczego na podstawie analizy raportów polskich i zagranicznych komisji badań wypadków lotniczych, obronionej w Państwowej Akademii Nauk Stosowanych w Chełmie w czerwcu 2024 r.*

**Słowa kluczowe:** bezpieczeństwo, szkolenie lotnicze, *Just Culture*

## Wprowadzenie

Lotnictwo to jedna z branż, w której błędy jednostki oraz systemu mogą nieść ze sobą ogromne konsekwencje. Ku zrównoważonemu rozwojowi i minimalizacji błędów w wielu organizacjach został wprowadzony termin kultury sprawiedliwego traktowania – *Just Culture*.

Opisuje on system wspólnej odpowiedzialności, która skupia się na błędach wadliwego funkcjonowania organizacji, a nie błędach osoby lub osób zaangażowanych. Bezpieczeństwo jest niezbędne do prawidłowego funkcjonowania, co oznacza, że jednostki, zespoły i organizacje muszą być świadome potencjalnych zagrożeń. Jest to również kultura, którą cechuje otwartość i sprawiedliwość, a jednym z głównych celów jest zachęta pracowników do mówienia o błędach. Trudnym, ale podstawowym aspektem jest potrzeba zaakceptowania faktu, że ludzie, procesy i systemy mogą zawodzić, a bez właściwych informacji na temat zdarzeń wpływających na zmniejszenie bezpieczeństwa jego poprawa staje się niemożliwa [1].

Termin ten profesor James Reason opisał jako „atmosferę zaufania, w której ludzie są zachęceni (nawet nagradzani) do zgłaszania wszelkich zdarzeń / niezbędnych informacji związanych z bezpieczeństwem, ale w której są także określone jasne zasady, gdzie należy wyznaczyć granicę pomiędzy zachowaniem dopuszczalnym i nie do zaakceptowania” [2]. W wielu organizacjach pracownicy są odpowiedzialni za jakość swoich wyborów oraz za zgłaszanie błędów i słabości systemu. W *Just Culture* po incydencie zadawane jest pytanie, co poszło nie tak, jak powinno, a nie – kto spowodował zaistniałą sytuację. Dlatego *Just Culture* nazywa się kulturą sprawiedliwego traktowania. Mimo to

należy mieć świadomość, że nie jest to tożsame z kulturą bez winy. Umyślne zaniedbania i zaniechania nie są bezkarne, należy być świadomym różnicy pomiędzy czynami, które są wynikiem błędu systemu, a czynami wskazującymi na świadome łamanie prawa. Aktywną kulturę bezpieczeństwa można uznać za serce systemu szkolenia, które jest kluczowe dla ciągłego sukcesu SMS (Safety Management System). Kultura ta daje przekonanie, iż system zapewni ciągły cykl doskonalenia zgodnie z założeniami. Można ją rozwijać jedynie poprzez przywództwo, zaangażowanie i dawanie dobrego przykładu.

Wdrożenie *Just Culture* oznacza zmianę sposobu, w jaki patrzymy na systemy i pracowników. Nie jest to łatwy proces. Kultura sprawiedliwego traktowania wymaga zaufania pracownika do pracodawcy, które buduje się latami, a jeden nieprzemysłany czyn może zniszczyć je na zawsze. W systemie *Just Culture* dyscyplina jest związana z niewłaściwym zachowaniem i błędami systemu, a nie szkodą poniesioną w wyniku zaniechania. Błędy ludzkie niewynikające z rażącego niedbalstwa oraz premedytacji są postrzegane jako okazja do poprawy systemu organizacji i wyciągnięcia wniosków. Należy pamiętać, że całkiem dobry system bezpieczeństwa ze 100-procentowym stosunkiem liczby raportów do liczby incydentów jest nieporównywalnie lepszy niż doskonały system z zaangażowaniem na poziomie 0-procentowym.

## Podstawa prawna systemu *Just Culture*

Zasada sprawiedliwego traktowania znana jako *Just Culture* do polskiego systemu prawnego została wprowadzona wraz z Rozporządzeniem Parlamentu Europejskiego i Rady (UE) Nr 376/2014 dnia 3 kwietnia 2014 r. [3]. Zakres wymienionych regulacji jest oparty na założeniu, zgodnie z którym zgłaszanie zdarzeń i wykorzystywanie informacji o incydentach, zaniedbaniach lub wypadkach jest podstawowym filarem bezpieczeństwa szeroko rozumianych operacji lotniczych. Zgromadzone informacje powinny być przekazywane organom odpowiedzialnym za odpowiedni monitoring w celu podniesienia poziomu bezpieczeństwa żeglugi powietrznej. Nie powinno się ich wykorzystywać do przypisywania winy lub odpowiedzialności ani do analizy porównawczej skuteczności działania w dziedzinie bezpieczeństwa.

Organizacje powinny analizować zdarzenia, które mogłyby mieć wpływ na bezpieczeństwo, w celu zidentyfikowania zagrożenia dla bezpieczeństwa oraz podejmować wszelkie odpowiednie działania naprawcze lub zapobiegawcze. W rozporządzeniu sprecyzowane są obowiązki zgłaszania zdarzeń,



które mogą stanowić ryzyko dla bezpieczeństwa lotniczego, w każdej organizacji mającej siedzibę w państwie członkowskim systemu zgłaszania zdarzeń. Pracownicy różnych kategorii zatrudnieni w lotnictwie cywilnym lub w inny sposób powiązani z tą branżą, gdy są świadkami zdarzeń, które mają znaczenie dla bezpieczeństwa, powinni mieć dostęp do narzędzi umożliwiających im zgłaszanie takich zdarzeń, a ich ochrona powinna być zagwarantowana. Zgłaszanie zdarzeń i wykorzystywanie informacji o zdarzeniu do celów poprawy bezpieczeństwa zależne jest od relacji zaufania między zgłaszającym a podmiotem odpowiedzialnym za gromadzenie i ocenę informacji. Wymaga to ścisłego stosowania przepisów dotyczących poufności, dlatego kluczowym elementem objętych zakresem regulacyjnym jest wymóg ochrony źródła informacji. Rozporządzenie wprowadza politykę, w ramach której bezpośrednio zaangażowani operatorzy lub inne osoby nie są karani za działania, zaniechania lub podjęte przez nich decyzje, które są współmierne do ich doświadczenia i wykształcenia, lecz w ramach której nie toleruje się rażącego niedbalstwa, umyślnych naruszeń i działań powodujących szkody na osobie lub na mieniu [3]. Zgodnie z artykułem 16 ust. 6 Rozporządzenia Nr 376/2014, do państw członkowskich skierowany jest postulat powstrzymywania się od wszczynania postępowań dotyczących nieumyślnych lub zamierzonych naruszeń prawa, o których dowiedziały się jedynie dlatego, że zostały zgłoszone w ramach systemu zgłoszeń objętego regulacją ramową wynikającą z tego rozporządzenia, pod warunkiem, że powstrzymanie następuje „bez uszczerbku dla mającego zastosowanie krajowego prawa karnego”. W celu zachęcania pracowników do zgłaszania zdarzeń i umożliwienia im docenienia w większym stopniu pozytywnych skutków przeciwdziałania zagrożeniom, dla podniesienia poziomu bezpieczeństwa lotniczego należy regularnie informować personel o działaniach podejmowanych w ramach systemów zgłaszania zdarzeń.

### Warunki funkcjonowania systemu *Just Culture*

Błąd ludzki jest w lotnictwie elementem, którego całkowite pozbycie się nie jest możliwe i zawsze będzie istniało ryzyko jego popełnienia. Wprowadzenie do każdej lotniczej organizacji systemu zarządzania bezpieczeństwem pociąga za sobą szereg korzyści dla niej, jak i osób będących w jej strukturze. Model *Just Culture* pozwala na analizę błędów w taki sposób, że każdy złożony raport ze zdarzenia zostaje rozpatrywany przez osoby odpowiedzialne i jeżeli wnioski z tej analizy wskazują na szkodliwość działania systemu, prawa lub procedur, dokonuje się ich zmiany i poprawy tak, aby zapobiec w przyszłości podobnym sytuacjom.

W przypadku organizacji szkoleniowej, jaką jest Ośrodek Kształcenia Lotniczego Politechniki Rzeszowskiej, możliwe jest również zastosowanie uzupełniającego szkolenia studentów i personelu, które będzie miało na celu anonimowe przybliżenie zaistniałej sytuacji i wskazanie prawidłowego zachowania.

Można więc stwierdzić, że bardzo istotne dla prawidłowego działania systemu jest składanie raportów z sytuacji, które w przyszłości mogą mieć poważny wpływ na poziom bezpieczeństwa. Należy tutaj kierować się zawsze zasadą,

że jeżeli zastanawiamy się, czy powinniśmy opisać zaistniałą sytuację, czy też nie, powinniśmy taki raport napisać. Osoby bezpośrednio zajmujące się badaną sprawą będą decydować, czy należy zastosować środki zapobiegawcze, czy też zdarzenie to nie miało aż tak istotnego znaczenia. Ważne również jest, aby każda osoba w organizacji była świadoma, że dokonując zgłoszenia, wzmacnia ona bezpieczeństwo zarówno siebie samego, jak i innych osób. Kolejną zaletą zgłoszenia jest jego anonimowość oraz pewność, że nie będzie ono powodem postępowania dyscyplinarnego lub karnego przeciwko osobie zgłaszającej i osobom wymienionym w zgłoszeniu pod warunkiem, że działanie nie odbywało się między innymi pod wpływem substancji niedozwolonych lub nie było celowe. Ta właściwość jest absolutnie kluczowa dla prawidłowego działania systemu. Bardzo wiele istotnych zdarzeń mogłoby zostać zatajonych i nie ujrzeć światła dziennego bez poczucia bezpieczeństwa, że osoba składająca raport na samego siebie lub inną osobę nie będzie ponosić konsekwencji za przyznanie się do błędu, który mógł być niezauważony przez inne osoby.

Podsumowując, omawiany system jest ukierunkowany na rozwiązywanie problemów, nie zaś na oskarżanie i rozliczanie osób biorących udział w danym zdarzeniu lotniczym. Taka postawa jest bardzo dobra dla ciągłej poprawy bezpieczeństwa, ponieważ bez atmosfery wspólnego zaufania nie jest możliwe, aby każda pomyłka czy też błąd był analizowany i miał wpływ na uniknięcie podobnej sytuacji w przyszłości. Przyglądając się bliżej kulturze sprawiedliwego traktowania, można zauważyć, że jest ona optymalnie skonstruowana i warto dbać o wyrobienie prawidłowych nawyków przyznawania się do błędów osób będących zarówno na początku kariery w lotnictwie, jak i tych bardziej doświadczonych.

### Organizacje a system *Just Culture*

Kultura sprawiedliwego traktowania może być wprowadzana w różnorodnych organizacjach, począwszy od firm projektujących i budujących samoloty po użytkowników statków powietrznych. Urząd Lotnictwa Cywilnego (ULC) przygotował specjalną deklarację związaną z wprowadzaniem kultury *Just Culture* – Deklarację w sprawie kultury bezpieczeństwa [4], nawiązującą do dokumentu *European Corporate Just Culture Declaration* [5]. Deklaracja ta określa szereg podstawowych zasad mających na celu zachęcenie personelu zaangażowanego w prace krytyczne dla bezpieczeństwa do zgłaszania nieprawidłowości i zdarzeń niepożądanych, bez obawy o konsekwencje. Każda firma, każdy ośrodek czy organizacja chcąc być częścią *Just Culture* w Polsce zobowiązana jest do podpisania tej deklaracji w porozumieniu z Urzędem Lotnictwa Cywilnego.

Pierwszą organizacją, która podpisała deklarację, był Polski Klub Lotniczy, który służy swoimi umiejętnościami, kontaktami i wiedzą z wielu dziedzin związanych z lotnictwem, takich jak np. szkolenie lotnicze, prawo lotnicze czy implementacja techniki i technologii satelitarnych w lotnictwie. W ramach rozwoju kultury bezpieczeństwa Klub Lotniczy organizuje wiele konferencji naukowych i kampanii

promujących to zagadnienie oraz współpracuje z instytucjami w Polsce i za granicą, tak aby poszerzać widzę pracowników branży lotniczej w tym temacie. Jedną z pierwszych instytucji, która również podpisała deklarację, była Polska Agencja Żeglugi Powietrznej, a obok niej w tym samym czasie deklarację podpisali także przedstawiciele m.in. Prokuratury Generalnej, Państwowej Komisji Badania Wypadków Lotniczych, a także instytucje związane z lotnictwem: Aeroklub Polski, Przedsiębiorstwo Państwowe Porty Lotnicze czy Związek Regionalnych Portów Lotniczych. Zauważyć można, że w tym gronie są instytucje niezwiązane bezpośrednio z branżą lotniczą, co wskazuje, że wielu środowiskom zależy na jak najbezpieczniejszym wykonywaniu lotów. Kolejnymi ośrodkami, które dołączyły do „rodziny” *Just Culture* są spółki LS Technics oraz LS Airport Services, które zajmują się obsługą statków powietrznych m.in. w porcie lotniczym w Warszawie. Dochodząc do portów lotniczych, nie sposób nie wspomnieć, że lotniska w naszym kraju również wspierają kulturę bezpiecznego lotnictwa, jednym z nich jest port lotniczy w Krakowie, który w ramach swojej działalności wdrożył system SMS, a także stworzył stanowisko *safety officer*, który w tym systemie pełni rolę „męża zaufania”. Pozwala to każdemu pracownikowi, a także pasażerowi na zgłaszanie i powiadomienie odpowiednich organów o różnych zdarzeniach oraz zagrożeniach lotniczych. Na stronie internetowej portu znaleźć można odpowiedni numer telefonu, pod który należy zgłaszać takie sytuacje. Podobny system spotkać można także w wielu, zarówno prywatnych jak i państwowych, szkołach lotniczych. Przykładem takiej szkoły może być Ośrodek Kształcenia Lotniczego Politechniki Rzeszowskiej, a także Państwowa Wyższa Szkoła Zawodowa w Chełmie (obie uczelnie podpisały deklarację ULC). Obie uczelnie organizują wykłady dla studentów, na których przedstawiana i promowana jest kultura bezpieczeństwa w lotnictwie, a zwłaszcza podczas wykonywania lotów szkolnych. Członkiem *Just Culture* w Polsce jest Lotnicze Pogotowie Ratunkowe, które w swojej pracy kieruje się zasadami kultury bezpieczeństwa i prowadzi działania mające na celu:

- postrzegania bezpieczeństwa jako wartości nadrzędnej dla pracowników i zakładu;
- postrzegania słabych punktów zakładu jako szans na doskonalenie systemu bezpieczeństwa;
- budowania atmosfery zaufania – nie przypisywanie win na rzecz aktywnego poszukiwania rozwiązań pojawiających się problemów;
- wprowadzenia zasady „zero tolerancji” dla umyślnych naruszeń przepisów i procedur wewnętrznych;
- zapewnienia ochrony prawnej dla osób wykazujących postawę proaktywną na rzecz bezpieczeństwa.

Istnieje szereg organizacji, które podpisały deklarację Urzędu Lotnictwa Cywil-

nego dotyczącą polityki *Just Culture*. Aktywności związane z kulturą bezpieczeństwa w każdej z nich nacechowane są indywidualnymi wymaganiami dotyczącymi specyfiki ośrodka i jego działalności. Każdy z nich dąży jednak do tego samego celu – zwiększenia bezpieczeństwa w szeroko pojętym lotnictwie.

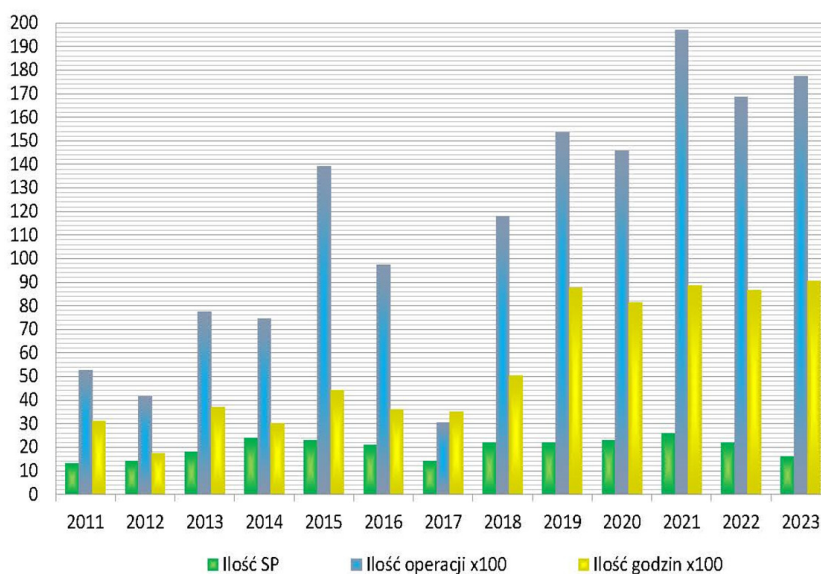
### Ośrodek Kształcenia Lotniczego Państwowej Akademii Nauk Stosowanych w Chełmie

Ośrodek powstał w roku 2010 jako jednostka ówczesnej Państwowej Wyższej Szkoły Zawodowej w Chełmie. Początkowo szkolenia praktyczne prowadzone były na samolotach, z wykorzystaniem lotniska Deputycze Królewskie, na trawiastej drodze startowej. Obecnie loty wykonuje się z pasa betonowego. Ośrodek dysponuje flotą 16 statków powietrznych, na którą składa się 6 samolotów Aero AT-3, 1 samolot Tecnam P2006T, 4 samoloty Cessna 152, 2 samoloty Cessna 172 oraz 3 śmigłowce Robinson R44 Raven. W Ośrodku zatrudnionych jest 15 instruktorów. Aktywność Ośrodka obrazują dane zawarte na rycinie 1.

Szczegółowe dane dotyczące operacji lotniczych poszczególnych statków powietrznych OKL PANS Chełm w roku 2023 zamieszczono w tabeli 1.

### *Just Culture* w PANS Chełm

Rzeczą naturalną jest występowanie różnych zdarzeń w trakcie szkolenia lotniczego. Ważne jest jednak, aby wszystkie zdarzenia lotnicze były zgłaszane do komórki zarządzania bezpieczeństwem zgodnie z zasadą *Just Culture*, czyli dobrowolnego zgłaszania. Komórka bezpieczeństwa po



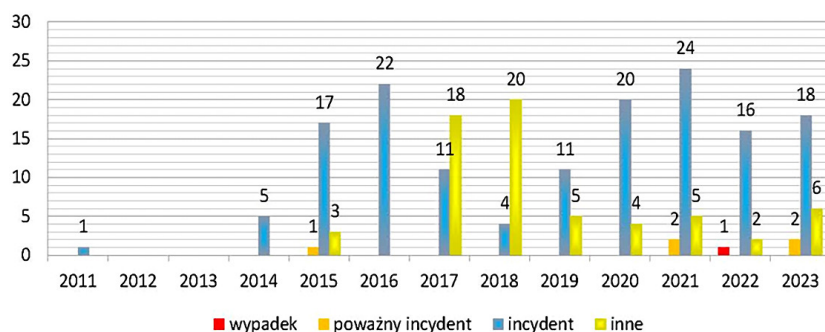
Ryc. 1. Liczba statków powietrznych (SP) nalotu w ATO PANS w Chełmie w latach 2011-2023

Źródło: System Zarządzania Bezpieczeństwem (SMS) OKL PANS Chełm

Lp.	RODZAJ I TYP SP	ZNAKI SP	Liczba lotów ogółem	w tym		Nalot ogólny [gg:mm]	w tym	
				Liczba lotów szkolnych FCL	Liczba lotów pozostałych (niekomercyjnych) IO		Nalot w szkoleniu FCL [gg:mm]	Nalot w lotach niekomercyjnych IO [gg:mm]
1.	AT-3 R100	SP-CLA	842	738	104	711:03	685:46	25:17
2.	AT-3 R100	SP-CLB	874	763	111	695:53	663:53	32:00
3.	AT-3 R100	SP-CLD	1650	1604	46	808:47	797:13	11:34
4.	AT-3 R100	SP-CLF	862	779	83	661:20	639:53	21:27
5.	AT-3 R100	SP-CLG	794	742	52	649:16	636:05	13:11
6.	AT-3 R100	SP-CLK	861	789	72	722:44	704:00	18:44
7.	CESSNA 152	SP-DCM	1012	878	134	630:09	595:55	34:14
8.	CESSNA 152	SP-GKZ	1088	959	129	617:10	579:29	37:41
9.	CESSNA 152	SP-GRM	1649	1475	174	774:13	723:29	50:44
10.	CESSNA 152	SP-KCD	1598	1405	193	736:46	686:15	50:31
11.	CESSNA 172S	SP-OKL	1135	1115	20	675:52	670:04	05:48
12.	CESSNA 172RG	SP-WLF	508	494	14	89:37	87:20	02:17
13.	TECNAM P2006T	SP-CLE	3227	3184	43	676:01	663:43	12:18
14.	ROBINSON R44	SP-HPC	41	41	0	22:45	22:45	00:00
15.	ROBINSON R44	SP-HPF	134	134	0	51:40	51:40	00:00
16.	ROBINSON R44	SP-HPG	1463	1447	16	521:32	519:12	02:20
<b>RAZEM</b>			<b>17738</b>	<b>16547</b>	<b>1191</b>	<b>9044:48</b>	<b>8726:42</b>	<b>318:06</b>

Tabela 1. Zadania i rodzaje lotów w ATO PANS CHELM w 2023 roku

Źródło: System Zarządzania Bezpieczeństwem (SMS) OKL PANS CHELM



Ryc. 2. Liczba zdarzeń lotniczych w latach 2011-2023.

Źródło: System Zarządzania Bezpieczeństwem (SMS) OKL PANS CHELM

	Wypadek	Poważny incydent	Incydent	Inne	Suma
2011			1		1
2012					0
2013					0
2014			5		5
2015		1	17	3	21
2016			22		22
2017			11	18	29
2018			4	20	24
2019			11	5	16
2020			20	4	24
2021		2	24	5	31
2022	1		16	2	19
2023		2	18	6	26

Tabela 2. Statystyka zdarzeń w latach 2011-2023, w OKL PANS CHELM, Deputyczne Królewskie.

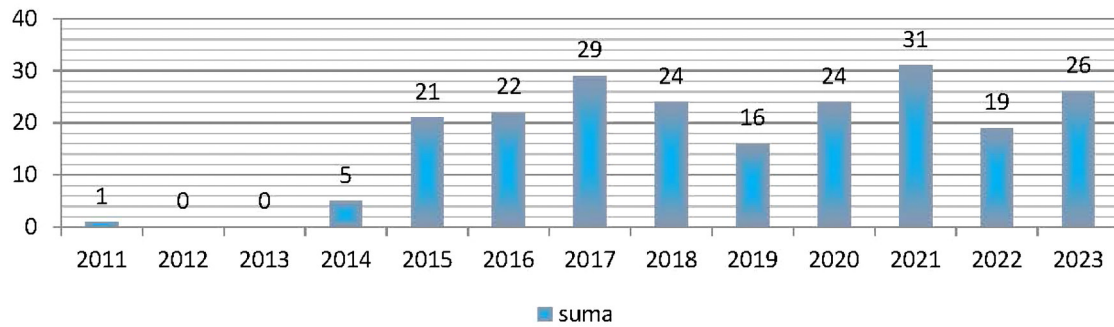
Źródło: System Zarządzania Bezpieczeństwem (SMS) OKL PANS CHELM

otrzymaniu zgłoszenia analizuje i podejmuje decyzję, czy należy podjąć badanie, czy go zaniechać. Jeżeli zostanie podjęta decyzja o zgłoszeniu badania na platformę europejskiej bazy zgłoszeń ECCAIRS 2 (European Co-ordination Centre for Accident and Incident Reporting Systems), zgłoszenie jest wysyłane do Państwowej Komisji Badania Wypadków Lotniczych (PKBWL), która podejmuje decyzję, czy przystępuje do badania, czy oddaje nadzór do prowadzenia badania do zgłaszającego. Po zakończeniu badania (nieważne czy przez PKBWL, czy przez zgłaszającego) powinny zostać wydane zalecenia zapobiegawcze. Komórka zarządzania bezpieczeństwem OKL PANS CHELM prowadzi statystykę zdarzeń, które wystąpiły w danym roku kalendarzowym. Dane z prowadzonej statystyki przedstawiono na rysunkach 2 i 3 oraz w tabeli 2.

## Wnioski

Na podstawie prowadzonej statystyki można dojść do następujących wniosków:

- Wraz ze wzrostem liczby operacji lotniczych w ośrodku liczba zdarzeń rośnie proporcjonalnie. W ostatnich 4 latach nalot roczny wszystkich statków powietrznych utrzymuje się w okolicy ponad 8000 godzin, a liczba zdarzeń mieści się w podobnym zakresie około 20-30 zdarzeń rocznie. Zatem patrząc na rok 2023, gdzie wystąpiło 26 zdarzeń, zdarzenia występują średnio co około 350 godzin nalotu.



Ryc. 3. Sumaryczna liczba zdarzeń w OKL PANS Chełm Deputyczne Królewskie

Źródło: System Zarządzania Bezpieczeństwem (SMS) OKL PANS Chełm

- Warto zauważyć, że nie wszystkie zdarzenia wynikają z błędów w trakcie szkolenia. Do podanej statystyki zaliczają się również zdarzenia związane z usterkami technicznymi. Mimo to w roku 2023, gdzie było zgłoszonych 26 zdarzeń, tylko 12 nich było związane z usterkami technicznymi. Zatem pozostałe 14 zdarzeń było związanych z procesem szkolenia.
- Zdarzenia związane z błędami w trakcie szkoleń stanowią ponad 50% wszystkich zgłoszonych zdarzeń. Zdarzenia związane ze szkoleniem dotyczyły między innymi: twardego lądowania, naruszeń przestrzeni powietrznej innych użytkowników, niezachowania dozwolonej kolejności lądowania. Wszystkie zgłoszenia związane ze szkoleniem są typowe dla lotów szkolnych oraz dla pilotów z małymi nalotami, którzy niedawno ukończyli szkolenia i nie posiadają dużego doświadczenia.

## Podsumowanie

Na podstawie prowadzonej statystyki można zauważyć, że zdarzenia są nieodzownym elementem szkolenia lotniczego. W trakcie szkolenia lotniczego rolą instruktora jest zapewnić bezpieczeństwo szkolonemu i zminimalizować ryzyko wystąpienia jakiegokolwiek zdarzenia lotniczego. Niestety również instruktor jest podatny na wszelkie błędy związane z czynnikiem ludzkim. W ośrodku PANS Chełm bezpieczeństwo jest stawiane na pierwszym miejscu, mimo to nie jest możliwe doprowadzenie do sytuacji, w której nie wystąpią żadne zdarzenia, można jedynie próbować zmniejszać ryzyko wystąpienia takich zdarzeń. Niestety charakterystyka procesu szkolenia jest powiązana z popełnianiem błędów, a co za tym idzie, ryzyko wystąpienia wypadku lotniczego rośnie. Wynika to z tego, że początkujący piloci są bardziej podatni na popełnianie błędów. Z tego powodu rolą instruktora jest prawidłowe z programem szkolenia i procedurami systematyczne szkolenie, które wraz z nabywaniem nowych umiejętności szkolonego musi być stopniowo rozszerzane o nowe, bardziej skomplikowane elementy. W ten sposób poprzez

wyeliminowanie błędów na jak najwcześniejszym etapie szkolenia, nauka stosowania procedur i list kontrolnych od samego początku pozwoli znacznie zmniejszyć ryzyko wystąpienia wypadku lotniczego. *Just Culture* wprowadzenie nie zapobiega w sposób bezpośredni wypadkom i zdarzeniom, ale zapewne przyczynia się do poprawy poziomu bezpieczeństwa i zwiększa zaufanie do ośrodka, w którym jest wdrożone.

## Bibliografia

- Helmreich, R. L., Merritt, A. C., & Wilhelm, J. A. (1999). The Evolution of Crew Resource Management Training in Commercial Aviation. *International Journal of Aviation Psychology*, 9(1), 19–32.
- Reason, J. (1997). *Managing the Risks of Organizational Accidents*. Ashgate Publishing.
- Urząd Lotnictwa Cywilnego. (2024, October). *Rozporządzenie 376/2014 z 3 kwietnia 2014 r.* <https://www.ulc.gov.pl/pl/zarzadzanie-bezpieczenstwem/przepisy-i-materialy-doradcze/przepisy/ue/4310-rozporzadzenie-376-2014>
- Urząd Lotnictwa Cywilnego. (2024, October). *Deklaracja w sprawie kultury bezpieczeństwa.* <https://www.ulc.gov.pl/pl/zarzadzanie-bezpieczenstwem/kultura-i-promocja-bezpieczenstwa/deklaracja-w-sprawie-kultury-bezpieczenstwa>
- European Corporate Just Culture Declaration. <https://transport.ec.europa.eu/system/files/2016-09/signed-declaration.pdf>

Operacje i nalot w roku 2023 (z podziałem na typy)		
	Lotów ogółem x 100	Nalot ogólny x 100
AT-3 R100	58,83	42,49
CESSNA 152	53,47	27,58
CESSNA 172S	11,35	67,60
CESSNA 172RG	5,08	0,90
TECNAM P2006	32,27	6,76
ROBINSON R-44	16,38	5,96

Tabela 3. Operacje i nalot w 2023 roku.

Źródło: System Zarządzania Bezpieczeństwem (SMS) OKL PANS Chełm

# Samolot szkolny AERO AT-3 R100

**Albert Małek**

Centrum Lotnicze Państwowej Akademii Nauk Stosowanych w Deputujących Królewskich

Samolot AT-3 R100 to lekki, dwumiejscowy samolot szkolno-treningowy, napędzany 4-cylindrowym gaźnikowym silnikiem Rotax 912 o mocy 100KM. Masa maksymalna do startu wynosi 630 kg. Głównym przeznaczeniem samolotu jest szkolenie podstawowe do licencji pilota turystycznego i zaawansowane do licencji zawodowej. Poniżej syntetyczny opis konstrukcji oraz analiza cech użytkowych z punktu widzenia pilota instruktora.

## Kokpit

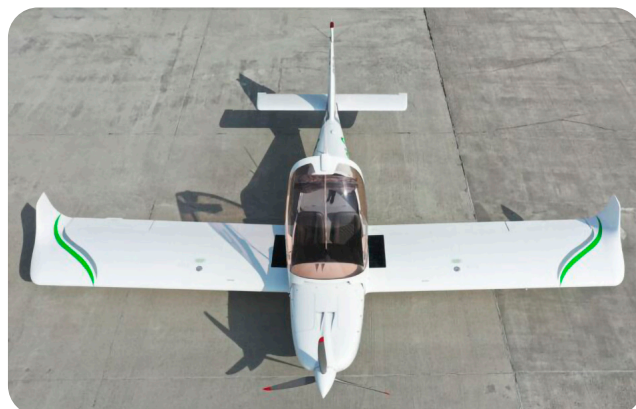
Kokpit samolotu jest dobrze zaprojektowany, a rozmieszczenie przyrządów jest intuicyjne, co ułatwia naukę podstaw nawigacji i pilotażu. Dzięki układowi dolnoptłata kabina ma kształt bąbla, co sprawia, że widoczność dookoła jest bardzo dobra. Wprawdzie nie ma tak dobrej widoczności do dołu, jak w górnoptłacie, ale do góry i na boki jest bardzo dobra. Niestety latem kabina zamienia się w szklarnię, przez co długotrwałe loty w wysokiej temperaturze są męczące. Dodatkowo kabina jest dość ciasna, co może być niewygodne dla bardziej postawnych uczniów i instruktorów. W kabinie jest dosyć głośno z powodu bliskości silnika napędowego. Kolejna cecha samolotu wynika z zastosowania manualnie uruchamianych klap skrzydłowych. Zaletą takich jest klap jest szybkość ich wypuszczania oraz niezawodność. Może to jednak stanowić problem dla osób, którym brakuje siły w ramionach, aby wypuścić lub schować kłapy. Wadą jest również to, że niezabezpieczone przedmioty czasem wpadają w szczelinę przy dźwigni kłap, co może skutkować brakiem możliwości wypuszczenia lub schowania kłap.

## Wposażenie

Samolot ma bardzo dobre wyposażenie awioniczne. Pilot ma do dyspozycji *Glass Cockpit* firmy Garmin, która jest obecnie najlepsza na rynku. Pilot ma wgląd we wszelkie parametry pilotażowe oraz parametry pracy silnika napędowego. Z jednej strony, niewątpliwą zaletą zastosowania *Glass Cockpit* jest zmniejszenie obciążenia pilota w trakcie lotu, gdyż dzięki systemowi zintegrowanych wyświetlaczy pilot ma wyższą świadomość sytuacyjną, co się dzieje z samolotem i wokół niego. Z drugiej jednak strony, z powodu zastosowania takiej awioniki może dochodzić do nadmiernego wpatrywania się w ekrany zamiast aktywnej obserwacji przestrzeni wokół samolotu. Dodatkowo z powodu korzystania z nawigacji satelitarnej GPS studenci latający tylko na AT-3 R100 tracą zdolność do nawigacji z wykorzystaniem mapy.

## Pilotaż

Samolot jest zwrotny, a reakcje na ruchy sterów są wyraźne i czułe. Zwłaszcza ster wysokości jest czuły, co w sytuacji gdy student nie pilnuje położenia nosa samolotu względem horyzontu, prowadzi do niezamierzonego naboru wysokości. AT3 z racji zastosowania układu dolnoptłata, niewielkiej rozpiętości skrzydeł oraz zastosowanego silnika napędowego Rotax 912 nie ma takiego zapasu stateczności poprzecznej jak na przykład samoloty Cessna. Z powodu momentu żyroskopowego pochodzącego od silnika samolot wymaga użycia prawej nogi zwłaszcza podczas startu i wznoszenia na pełnej mocy i niskiej prędkości lotu. Jest to problem dla niektórych studentów, przez co latają ze zwisem, z kulką chyłomierza wychylona w prawą. Samolot jest też mniej stabilny w trakcie lotu na małych prędkościach. W trakcie przeciągnięcia może samoczynnie gwałtownie pochylić prawe lub lewe skrzydło. Po puszczeniu sterów powoli samoczynnie będzie przechylał się w prawy zakręt. Jest to cecha wszystkich AT-3, które użytkujemy w Centrum Lotniczym. Samolot ten bywa problematyczny



**Samolot AT-3 R100**

Źródło: [https://cl.panschelm.edu.pl/?page\\_id=4829](https://cl.panschelm.edu.pl/?page_id=4829)

dla niektórych studentów, zwłaszcza podczas lądowania. Studenci przesiadający się z samolotów typu Cessna mają początkowo problemy z wyczuciem wysokości, przez co wbijają samolot w ziemię oraz zbyt mało dobierają drażek, co powoduje lądowanie na trzy punkty. Wynika to z innej pozycji siedzenia (siedzi się nieco niżej oraz maska samolotu jest wyżej niż w C-152, co powoduje wrażenie, że kabina jest bardziej zabudowana). Z powodu słabszej widoczności do przodu studenci muszą się przyzwyczaić do tego, że maska samolotu musi być ciągle uniesiona i zasłaniać pas startowy. Dopiero wówczas możliwe jest wykonanie poprawnego lądowania. Jeżeli studenci nie zastosują się do tych poleceń, lądowania wychodzą na trzy punkty, co w połączeniu z dosyć niską masą samolotu powoduje odbicie się samolotu od pasa, a w efekcie tzw. kangurowanie, o ile pilot nie zareaguje poprawnie poprzez ściągnięcie drażka na siebie.

Kolejnym często popełnianym błędem jest zbyt wysokie wyrównanie wynikające z tworzącej się poduszki powietrznej pod skrzydłem oraz za małej prędkości. Wielokrotnie skutkowało to przepadnięciem samolotu z wysokości ok. 1 m. Problematyczne dla studentów bywają również lądowania z bocznym wiatrem. Samolot w konfiguracji z klapami wychylonymi o kąt 40 stopni w połączeniu z niską masą może zostać zwiany z pasa, jeżeli pilot nie reaguje poprawnie. Dodatkowo istnieje ryzyko przytarcia skrzydłem, co już kilkakrotnie przydarzyło się w naszym ośrodku. Niewątpliwą zaletą samolotu jest wytrzymałe podwozie, które

zostało zaprojektowane jako treningowe, więc dobrze znosi nawet dość twarde lądowania.

### Efektywność i niezawodność

Niski koszt eksploatacji i małe zużycie paliwa sprawiają, że AT-3 R100 wydaje się idealny dla szkół lotniczych. Silnik Rotax 912 jest niezawodny i ekonomiczny. Dużo częstsze są usterki różnych czujników i elementów instalacji elektrycznej, aniżeli awarie samego silnika lub innych podzespołów. Zbiorniki paliwa o pojemności 100 l pozwalają na ponad 4-godzinne trasy, co umożliwia szybkie budowanie nalotów i znaczne postępy w szkoleniu.

Podsumowując, AT-3 R100 nie jest zbyt łatwym samolotem dla początkujących adeptów lotnictwa. Wymaga przyzwyczajenia do pewnych elementów oraz solidnego, precyzyjnego sterowania i prawidłowego pilotażu. Jeżeli instruktor wyszkoli odpowiednio ucznia, to AT-3 R100 pomaga wykształcić solidne podstawy i nawyki pilotażu, dzięki czemu student w późniejszych etapach szkolenia poradzi sobie z trudniejszymi samolotami. Omawiany samolot dzięki ekonomiczności i długotrwałości lotu jest idealnym statkiem powietrznym do budowania nalotu, a dzięki zastosowanej awionice doskonale sprawdza się w szkoleniach związanych z podstawowymi elementami lotu wg wskazań przyrządów.



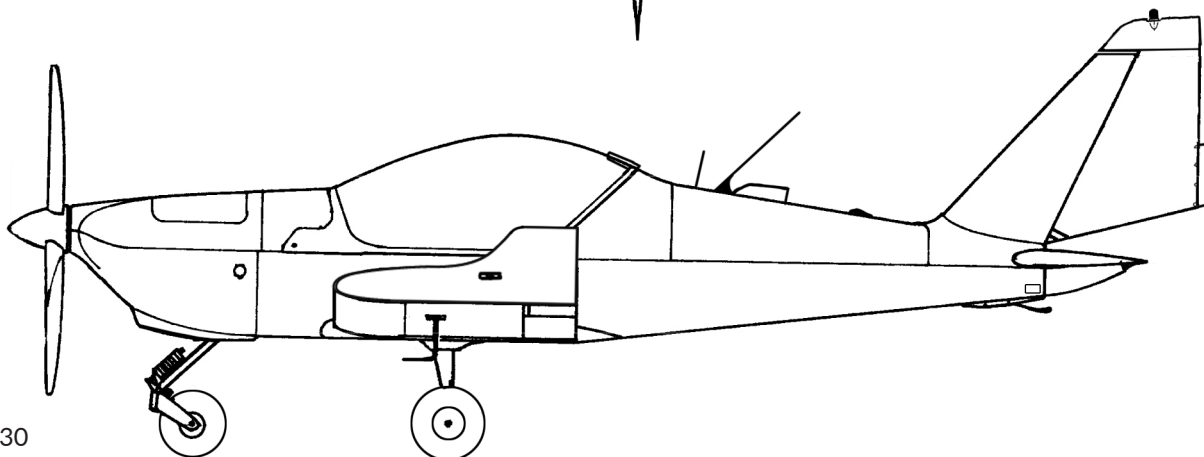
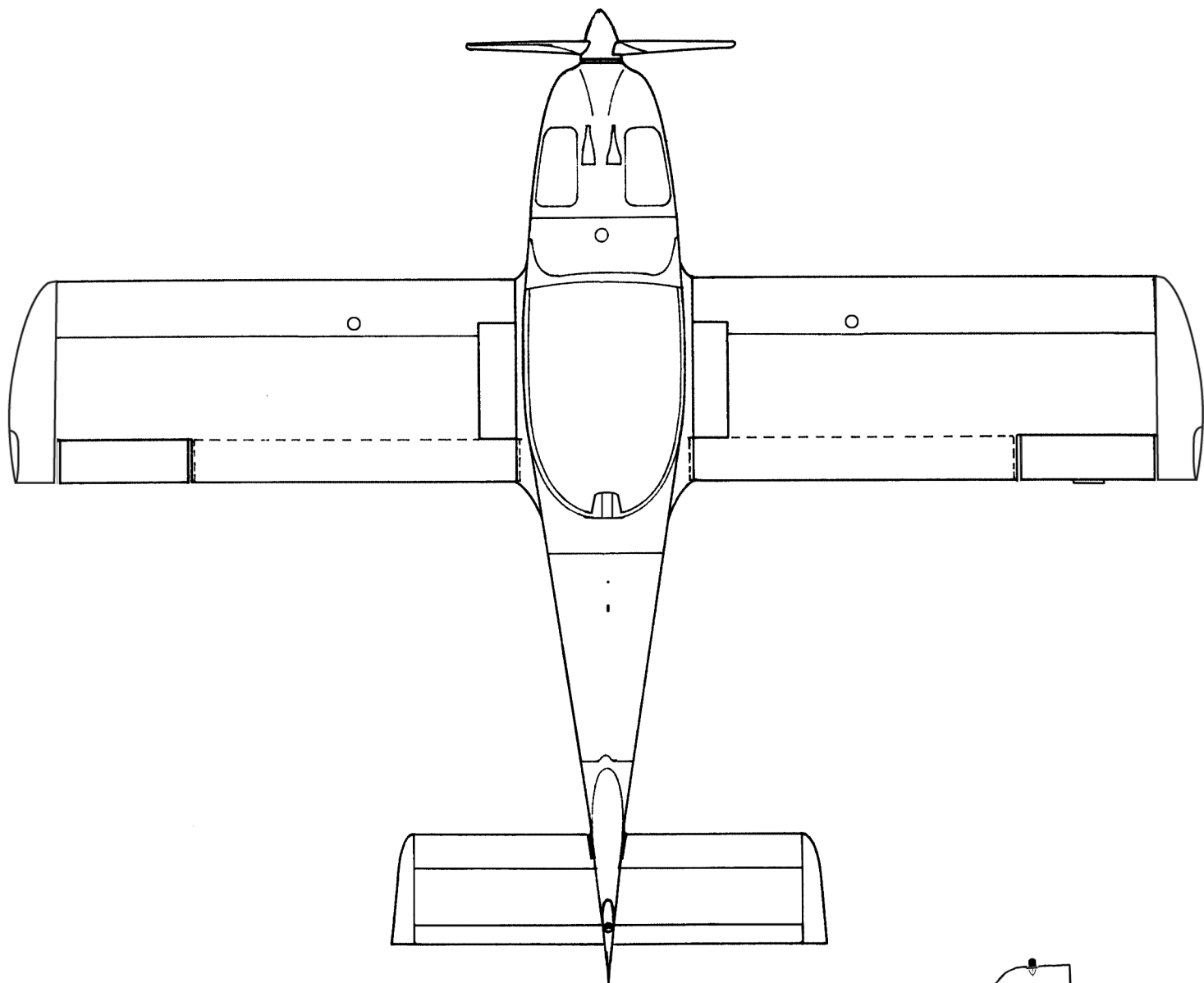
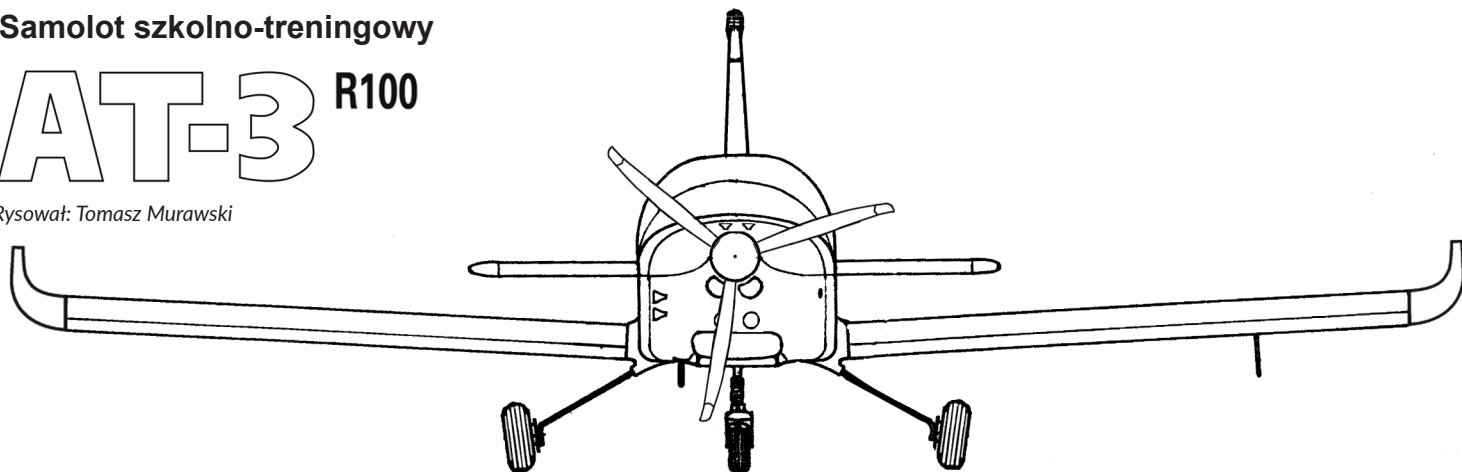
Samolot AT-3 R100

Źródło: [https://cl.panschelm.edu.pl/?page\\_id=4829](https://cl.panschelm.edu.pl/?page_id=4829)

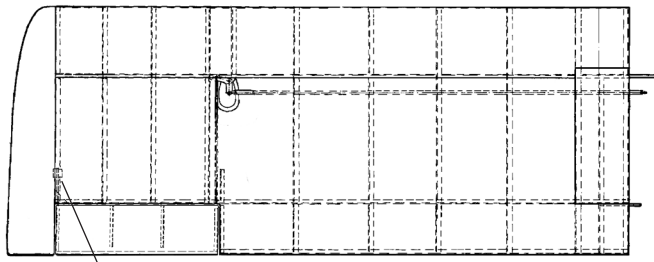
Samolot szkolno-treningowy

# AT-3 R100

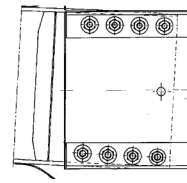
Rysował: Tomasz Murawski



Struktura skrzydła



Okucie główne skrzydła



Okucie tylne skrzydła



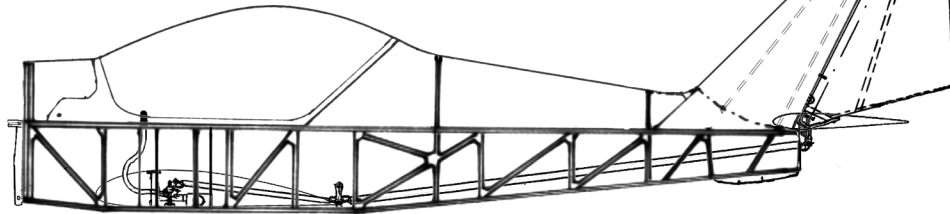
Ciężarek wyważający lotkę

Struktura kłapy



Ciężarek wyważający usterzenie

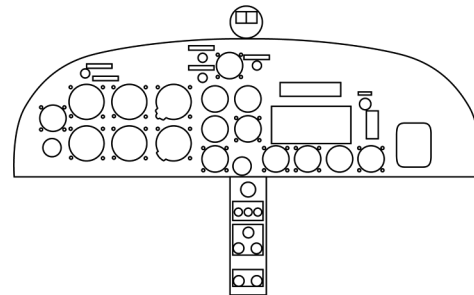
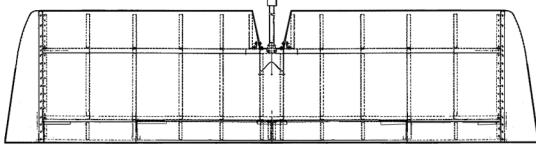
Struktura kadłuba



Profil usterzenia poziomego



Struktura usterzenia poziomego



Tablica przyrządów

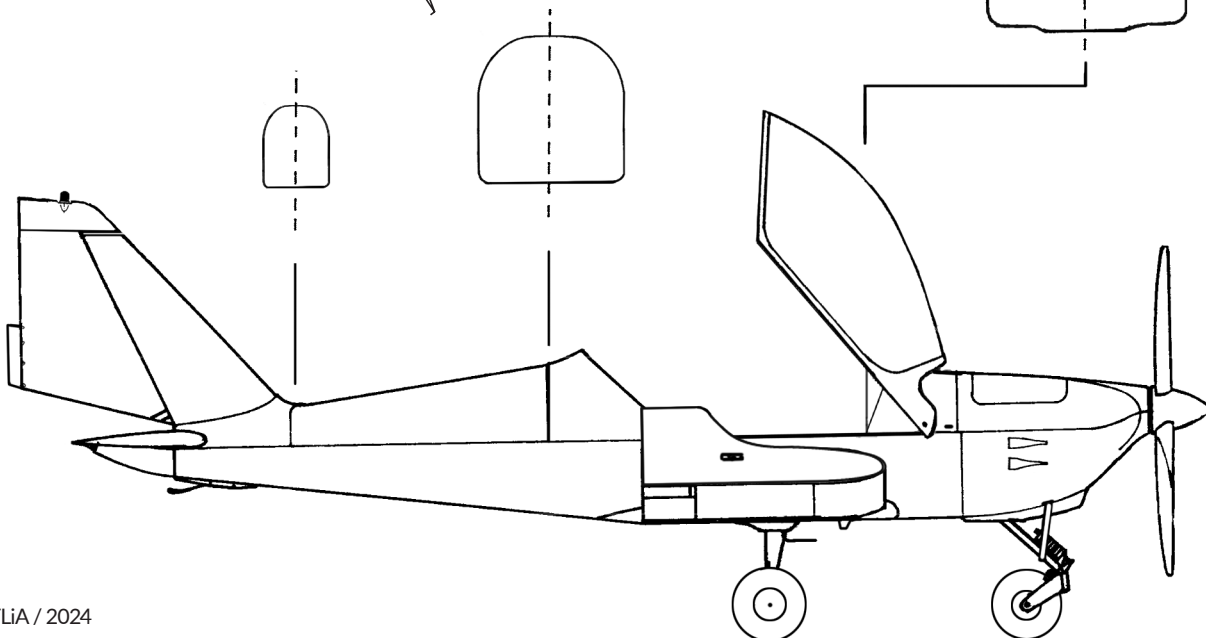
Profil skrzydła NACA 4415



Wychylenie lotki



Wychylenie kłapy





# AERO AT-3 R100

Fot. Jarosław Pytka



Kabina samolotu widziana z lewej strony



Tablica przyrządów pokładowych



Fotele załogi



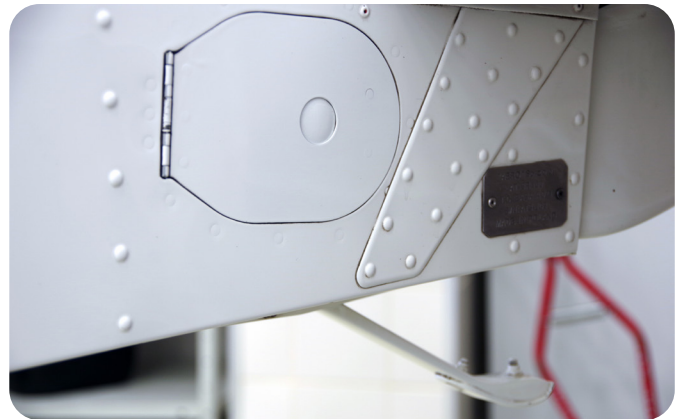
Dźwigar główny, widok z tyłu po zdjęciu foteli



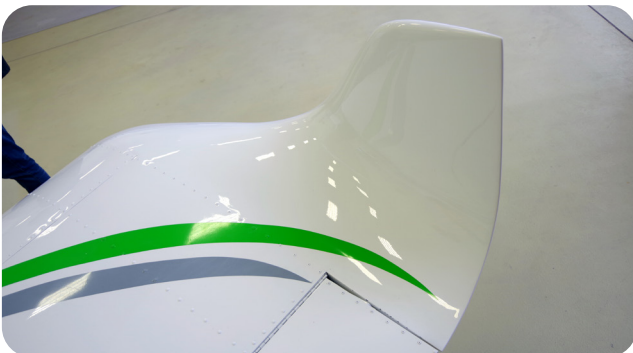
Usterzenie pionowe



Szczegół napędu sterów



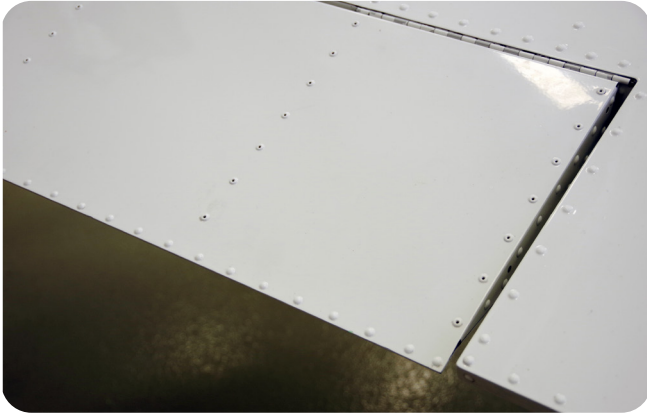
Tył kadłuba, płoza ogonowa



Winglet na prawym skrzydle



Kłapka wyważająca na prawej lotce



Szczegół lewej lotki



Wlew paliwa zbiornika w prawym skrzydle



Światła pozycyjne na winglecie lewego skrzydła



Winglet na lewym skrzydle, krawędź natarcia



Prawe koło podwozia głównego



Szczegół hamulca na kole podwozia głównego



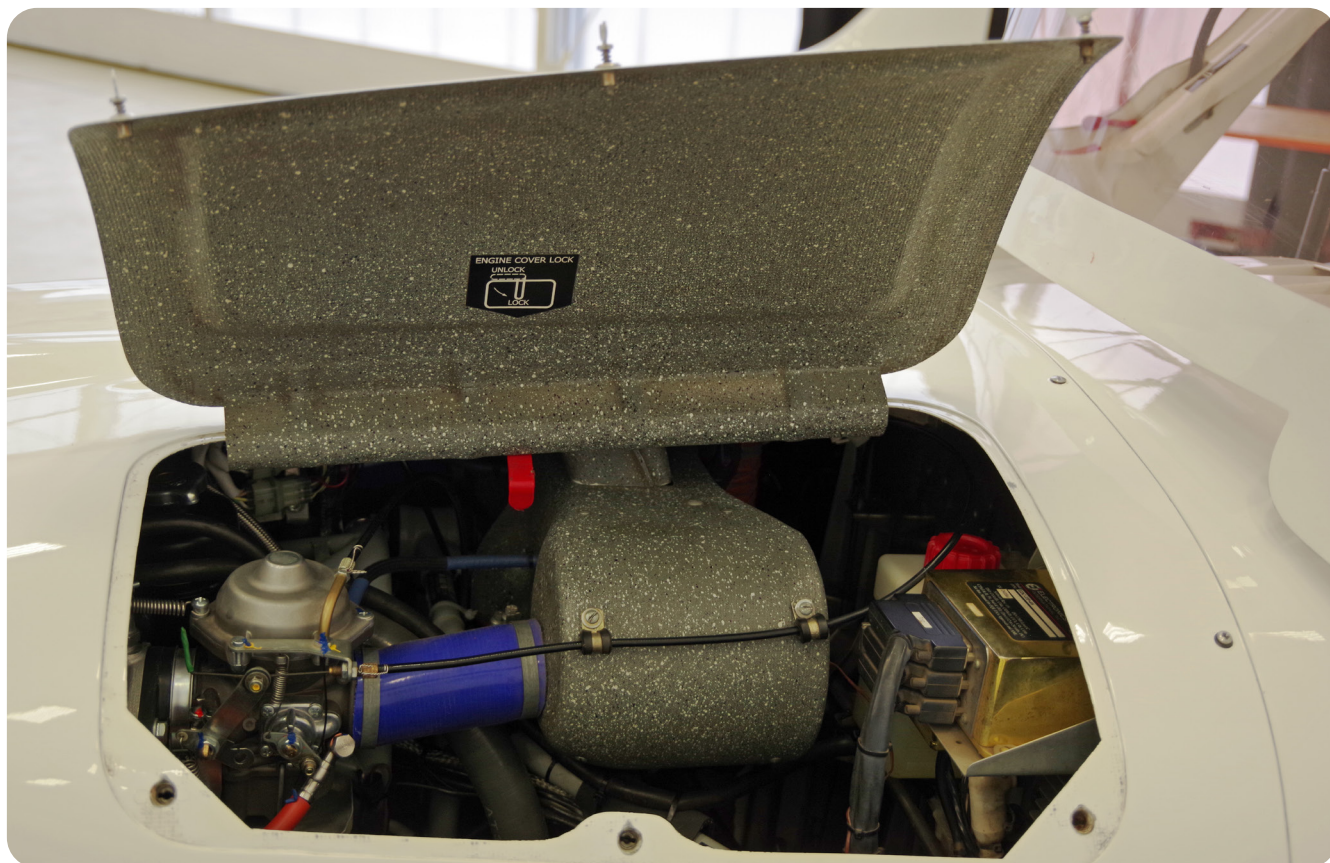
*Stójka przednia z kołem*



*Wlot powietrza do chłodnicy silnika*



*Ośłona silnika, widok z lewej strony*



Otwarta kłapa na osłonie silnika



Silnik Rotax 912



*Łopaty i piasta śmigła*



*Szczegół łopaty śmigła*



Antena radionawigacyjna



Antena GPS



# Recenzja książki-wywiadu Andrzeja Mrocza pt. Konstruktor. *26 rozmów z Andrzejem Frydrychewiczem*

Jakub Marszałkiewicz

Akademia im. Jakuba Paradyża w Gorzowie Wielkopolskim

Publikacja ta stanowi zbiór 26 wywiadów z jednym z najbardziej znanych polskich konstruktorów lotniczych Andrzejem Frydrychewiczem [1, 2]. Dziełem jego zespołu jest m.in. samolot szkolny PZL-130 Orlik, który obecnie służy do szkolenia podchorążych na potrzeby polskiego lotnictwa wojskowego. Orlik został oblatany w 1984 r. (wersja tłokowa), a wersja o napędzie turbośmigłowym jest eksploatowana do dziś. W latach 1992–2002 zbudowano około 50 egzemplarzy Orlika w różnych wersjach. Jest to ostatni samolot spod znaku PZL, który trafił do produkcji.

Więcej samolotów z logiem PZL już nie będzie, gdyż nowi właściciele dawnych Państwowych Zakładów Lotniczych nie przewidują tworzenia tam kolejnych projektów całych samolotów, aczkolwiek polscy inżynierowie są przez nich angażowani do projektowania niektórych komponentów [3, 4]. Andrzej Frydrychewicz uważa, że zakład PZL Okęcie przy odpowiednim zarządzaniu mógł przetrwać jako niezależny podmiot polski [1, s. 351–355]. Został ostatecznie sprzedany w 2001 r. hiszpańskiej korporacji EADS CASA za kilkanaście samolotów transportowych CASA C-295M (w 2002 r. zmieniono nazwę zakładu na EADS PZL „Warszawa Okęcie” Spółka Akcyjna, następnie, wraz z EADS CASA, spółka ta weszła w skład grupy Airbus Military). W treści książki mocno wybrzmiewa troska o dobro polskich skrzydeł, a nawet rozczarowanie spowodowane nastawieniem polityki III RP wobec przemysłu, zwłaszcza lotniczego. W jednym z wywiadów Andrzej Frydrychewicz przyznaje wprost: „Nigdy by mi do głowy nie przyszło, że Polska po odzyskaniu suwerenności zostanie ogołociona z przemysłu, także lotniczego...” [2]. Podobne zarzuty można stawiać w odniesieniu do wielu innych dziedzin życia i gospodarki. Na podobnej zasadzie można postawić pytanie, czy ktokolwiek się spodziewał, że po odejściu PRL nastąpi znaczny upadek poziomu polskiego szkolnictwa i nauki. Istniało w Polsce przekonanie, że to, co było dobre, dobrym pozostanie, a po długo wyczekiwany i słusznym upadku komuny jedynie poprawimy to co, było złe.

Frydrychewicz ciekawie przedstawia także założenia i losy prowadzonego w latach 90. pod jego kierownictwem programu lekkiego samolotu szturmowego PZL-230 Skorpion. Program ten z reguły jest oceniany bardzo krytycznie lub wręcz jest wyśmiewany. Autorzy różnych publikacji często zarzucają zakładom PZL, że program Skorpion był nierealną mrzonką, marnowaniem czasu i pieniędzy podatników. Argumentują to faktem, że polski przemysł nie był w stanie samodzielnie produkować samolotu w tak zaawansowanej technologii. Inżynier Frydrychewicz podaje



Ryc. 1. Okładka książki

Źródło: [1]

jednak, że zespół konstrukcyjny doskonale zdawał sobie sprawę z naszych ograniczeń, zaś Skorpion nigdy nie miał być całkowicie polski. Jego twórcy zakładali, że te elementy, których nie dałoby się wyprodukować w naszym kraju, byłyby kupowane za granicą. W zasadzie zakłady PZL miały być głównie koordynatorem programu, zdecydowana zaś większość podzespołów pochodziłaby od firm zachodnich.

Zakładano przy tym dobrą wolę zagranicznych kooperantów oraz brak ograniczeń politycznych we współpracy z nimi. W takiej postaci Skorpion jako projekt *de facto* międzynarodowy (choć kierowany przez PZL) miał szansę powodzenia. W połowie lat 90. zdecydowano jednak o jego zamknięciu. Warto podkreślić także, jakie miało być przeznaczenie Skorpiona. W założeniu miał to być samo-



**Ryc. 2. Prototyp samolotu myśliwskiego PZL P.1 zaprojektowany przez Zygmunta Puławskiego (1928 r.) oraz zaprojektowany pod kierownictwem inż. Andrzeja Frydrychewicza samolot szkolno-treningowy PZL-130 Orlik, którego pierwszy prototyp oblatano w 1984 r. (produkowany w latach 1992–2002), czyli pierwszy i ostatni samolot zaprojektowany i zbudowany w zakładach PZL**

Źródło: [3, 4]

lot głównie przeciwpancerny. Za największe potencjalne zagrożenie militarne dla Polski uważano znaczne liczebnie siły pancerne niektórych państw byłego ZSRR, z Rosją na czele. Zakładano, że w hipotetycznym konflikcie może się ich w krótkim czasie znaleźć na terenie Polski nawet kilkaset. W założeniu Skorpion miał być w stanie niszczyć kilka czołgów oraz ewentualnie śmigłowców podczas jednego lotu, a także miał mieć możliwość operowania na niskich wysokościach przy dużej manewrowości [5]. Przewidywano, że cena Skorpiona będzie o wiele niższa od cen typowych samolotów bojowych produkcji zachodniej, więc w założeniu samolotów PZL-230 można by zakupić wiele, niwelując w ten sposób w dużej mierze przewagę liczebną wojsk pancernych potencjalnego przeciwnika. Skorpion miał przenosić zarówno standardowe uzbrojenie produkcji radzieckiej, jak i zachodniej, w tym pociski przeciwpancerne AGM-65 Maverick oraz AGM-114 Hellfire, które zniszczyły setki irackich czołgów podczas operacji „Pustynna burza”

w 1991 r. Skorpion miał więc pełnić funkcję podobną do tej, jaką dziś coraz częściej przypisuje się dronom z głowicami przeciwpancernymi, które powinny być produkowane masowo i móc dzięki temu niszczyć liczne pojazdy przeciwnika w krótkim czasie.

Frydrychewicz część swoich wypowiedzi poświęca także dronom. Opisuje kilka ciekawych projektów realizowanych przez polskie ośrodki. Podkreśla wielokrotnie, że za każdym razem, gdy polskie zakłady proponowały opracowanie tego typu statków powietrznych, nie spotykało się to z poważniejszym zainteresowaniem naszych decydentów. Jako przykład podaje m.in., że MON zakupił (w latach 2005–2006) izraelskie drony Aeronautics Orbiter, mimo iż bardzo podobne maszyny były wtedy oferowane przez Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych w Warszawie. Frydrychewicz podejrzewa wręcz, że Orbiter może być w dużym stopniu wzorowany na polskiej konstrukcji z ITWL, aczkolwiek nie ma na to żadnych dowodów [1, s. 129–130]. Ponadto inżynier stwierdził: „Bo



Ryc. 3. Jedyna zbudowana makietka samolotu PZL-230 Skorpion w hangarze Wojskowej Akademii Technicznej na lotnisku Bemowo w Warszawie

Źródło: [5]

tak naprawdę ani polskie wojsko, ani polski rząd nie są zainteresowani rozwojem polskich samolotów bezzałogowych...” [1, s. 130] (pod tym względem w ciągu ostatnich lat sytuacja się poprawiła – patrz drony firmy WB itp.), dodając, że rozwój polskiego przemysłu lotniczego w ogólności został w latach 90. wstrzymany głównie z powodów politycznych, a nie finansowych. Podaje też, że zachodni inwestorzy zainteresowani sprzedażą samolotów PZL za granicą bywali wręcz traktowani przez polskich decydentów „poniżająco i niepoważnie” [1, s. 103]. Podaje przy tym przykłady możliwych dostaw dużej liczby polskich statków powietrznych do Ameryki Południowej oraz na Bliski Wschód, które z niejasnych powodów nie doszły do skutku. Za najbliższą powodzenia uważa planowaną dostawę około 100 samolotów PZL-130 Orlik dla sił powietrznych Izraela oraz RPA około roku 1990. Piloci z obydwu tych państw odbyli serię lotów próbnych na Orliku, zarówno w Warszawie, jak i w Izraelu. Byli z tego samolotu zadowoleni, lecz do zakupu ostatecznie nie doszło. Andrzej Frydrychewicz wyjaśnia to w sposób następujący: „Izraelczycy i ci z RPA postawili jednak taki sam warunek: rząd Polski musi im zagwarantować, że fabryka, która wyprodukuje dla nich samoloty, będzie istniała i produkowała samoloty przez kolejne 20 lat. [...] Rząd polski, który w tej dziedzinie reprezentowała pani minister Henryka Bochniarz, nie chciał dać gwarancji co do dalszego istnienia PZL Okęcie, a pani Bochniarz, pytana wtedy w telewizji o swoją rolę jako ministra, odpowiedziała, że jeżeli chodzi o handel, to jej rola jest dla niej zrozumiała, a jeżeli chodzi o przemysł państwowy, to chodzi o to, aby dać mu godnie umrzeć” [1, s. 105]. Personel zakładów PZL w całym kraju był wtedy bardzo zawiedziony takimi wypowiedziami i decyzjami. Tym bardziej, że w 1991 roku rząd zakupił dwa amerykańskie śmigłowce Bell 412 dla 36. Specjalnego Pułku Lotnictwa Transporto-

wego w Warszawie, mimo iż zakłady PZL w Świdniku oferowały także odpowiednio wyposażoną odmianę śmigłowca W-3 Sokół. Były to czasy, gdy w wielu polskich zakładach brakowało nawet na prąd i zaległe pensje dla pracowników, a taki zakup pozwoliłby zakładom PZL w Świdniku chociaż na wypłatę kilku zaległych wynagrodzeń.

Książka zawiera wiele ciekawych ilustracji, w tym osobiste rysunki koncepcyjne inżyniera Frydrychewicza. Mogą one być nie tylko zajmującym materiałem dla osób interesujących się lotnictwem, ale także inspiracją dla designerów (projektantów wzornictwa przemysłowego), gdyż stanowią przykład rozwoju koncepcji planowanego produktu.

W zasadzie to podczas czytania książki natrafiłem tylko na jeden irytujący element, aczkolwiek dotyczy on redakcji, a nie Autora. Chodzi o dość częste podawanie nazw samolotów od małej litery. Taki zapis jest wprawdzie zgodny z metodyką zapisu języka polskiego, lecz w fachowej prasie i literaturze technicznej oraz lotniczej nazwy statków powietrznych (podobnie jak statków morskich czy pojazdów) zawsze pisze się dużą literą (np. I-22 Iryda, a nie iryda, Orlik, a nie orlik itp.). Zapytałem o to w korespondencji Autora książki. Odpisał, że rozumie problem, ale redakcja uparła się, że tak ma zostać. Również ja jako autor publikacji kilka razy startem się z redaktorami w sprawie zapisu nazw samolotów. Zwyczaj pisania nazw statków powietrznych i pojazdów dużymi literami w prasie branżowej powstał w Polsce już przed wojną, występuje powszechnie w publikacjach zagranicznych i nic nie wskazuje, byśmy mieli przestać go stosować (bez względu na to, co mówią oficjalne zasady pisowni języka polskiego, które jak widać, niekiedy nie nadążają za rzeczywistością – aczkolwiek niedawno wprowadzono w oficjalnej pisowni języka polskiego pewne uaktualnienia).

Reasumując, książka ta zawiera bardzo dużo unikalnej wiedzy zarówno z zakresu techniki lotniczej, jak i realiów, w jakich funkcjonował polski przemysł lotniczy na przełomie XX i XXI wieku. Wiele zawartych tam też jest aktualnych do dziś. Z przeprowadzonych przez autora wywiadów wybrzmiewa ogromna lotnicza pasja, patriotyzm, troska o polski przemysł, ale też ogromny żal i zawód. Inżynier Frydrychewicz przedstawia nam także szereg swoich późniejszych projektów i prototypów, które niestety w zdecydowanej większości nie mają praktycznie żadnych szans na poważną realizację i pozostają jedynie tematem akademickich rozważań. Oczywiście w niniejszej recenzji opisano tylko kilka wybranych zagadnień z tej niezwykle interesującej książki. Serdecznie polecam ją każdemu pasjonatowi lotnictwa i nie tylko.

Na koniec mogę dodać jeszcze pewne własne przemyślenia. W latach 90. jako nastolatek pasjonujący się lotnictwem z zainteresowaniem czytałem całą polską prasę lotniczą. To, co pamiętam z tamtych czasów, to obecny na łamach prasy ogromny entuzjazm wobec potencjalnych możliwości polskiego przemysłu lotniczego i ogólnie naszego lotnictwa. W artykułach w ówczesnej prasie z dumą opisywano nowe polskie projekty i prototypy. Kibicowaliśmy Irydzie, Skorpionowi, projektom rozwojowym Sokoła i Bryzy, a także innym konstrukcjom. Wtedy naprawdę wierzyliśmy, że polski przemysł lotniczy z PZL na czele wkrótce znajdzie się w europejskiej czołówce, a nowe polskie konstrukcje będą cenione i kupowane na całym świecie. Hasło: „Silne lotnictwo to silna Polska” pojawiało się w prasie i nie wywoływało uśmiechów politowania.

O „patologii transformacji” – celowo cytuję tu dzieło profesora Witolda Kieżuna o takim tytule [6] – ani o liczn

nych ograniczeniach politycznych w naszym kraju nie miałem jeszcze pojęcia. Trudno jest jednoznacznie ocenić, czy prywatyzacja zakładów PZL była konieczna i czy musiała odbywać się na takich, a nie innych zasadach. Każde rozwiązanie ma wady i zalety. Warto jednak zapoznać się ze wspomnieniami świadków tamtych wydarzeń. Warto porównać wspomnienia inżyniera Frydrychewicza także z literaturą opisującą realia polskiej gospodarki lat 90., jak choćby wspomniana publikacja prof. Kieżuna czy *Czarna księga prywatyzacji 1988–1994, czyli jak likwidowano przemysł Ryszarda Ślązaka* [7]. Ostateczną ocenę pozostawiam do indywidualnej oceny Czytelników.

## Bibliografia

- [1] Mroczek, A. A. (2016). *Konstruktor. 26 rozmów z Andrzejem Frydrychewiczem*. Wydawnictwo Galaktyka.
- [2] Wydawnictwo Galaktyka. (2016, October 4). *Konstruktor. 26 rozmów z Andrzejem Frydrychewiczem*. <https://www.galaktyka.com.pl/inne/konstruktor-26-rozmow-z-andrzejem-frydrychewiczem-1#dane>
- [3] PZL-130 Orlik. (2024, October 2). In *Wikipedia*. [https://pl.wikipedia.org/wiki/PZL-130\\_Orlik](https://pl.wikipedia.org/wiki/PZL-130_Orlik)
- [4] PZL P.1. (2024, October 2). In *Wikipedia*. [https://pl.wikipedia.org/wiki/PZL\\_P.1](https://pl.wikipedia.org/wiki/PZL_P.1)
- [5] PZL-230 Skorpion. (2024, October 2). In *Wikipedia*. [https://pl.wikipedia.org/wiki/PZL-230\\_Skorpion](https://pl.wikipedia.org/wiki/PZL-230_Skorpion)
- [6] Kieżun, W. (2013). *Patologia transformacji*. Wydawnictwo Poltext.
- [7] Ślązak, R. (2016). *Czarna księga prywatyzacji 1988–1994, czyli jak likwidowano przemysł*. Wydawnictwo Wektory.



**PZL I-22 Iryda, czyli wielka niespełniona nadzieja polskiego przemysłu lotniczego lat 90. Do dziś toczą się spory, kto odpowiada za upadek tego programu oraz czy jego losy mogły potoczyć się inaczej. Nie jesteśmy w stanie odpowiedzieć na te pytania, lecz Iryda jest dla pasjonatów polskiego lotnictwa symbolem czasów, o których pisze A. Mroczek w swojej książce-wywiadzie z inż. Frydrychewiczem**

Źródło: [https://pl.m.wikipedia.org/wiki/PZL\\_I-22\\_Iryda](https://pl.m.wikipedia.org/wiki/PZL_I-22_Iryda)

# Campini-Caproni C.C.2. Historia niezwykłego samolotu z napędem moto-odrzutowym

Jarosław Latałski  
Politechnika Lubelska

## Streszczenie

Artykuł opisuje historię rozwoju doświadczalnego samolotu z napędem moto-odrzutowym opracowanego przez inż. Secondo Campiniego. Unikalną cechą tej konstrukcji była idea wykorzystania silnika tłokowego do napędu sprężarki tłoczącej powietrze do komór spalania. Campini-Caproni C.C.2 był drugim w historii lotnictwa samolotem z napędem odrzutowym, który wzniósł się w powietrze. Jednocześnie był to pierwszy samolot odrzutowy, w którym zastosowano dopalacze.

**Słowa kluczowe:** napęd moto-odrzutowy, napęd odrzutowy, dopalacz, Regia Aeronautica

## Wprowadzenie

W historii lotnictwa okres 20-lecia międzywojennego często jest nazywany złotą erą. W tym czasie samoloty, jakie dominowały w okresie I wojny światowej, czyli dwupłatowce o konstrukcji drewnianej, z kratownicową strukturą kadłuba, kryte sklejką lub płótnem i ze stałym podwoziem, zostały zastąpione przez nowoczesne metalowe jednopłatowce, o półskorupowej konstrukcji z chowanym podwoziem. Podjęto wiele śmiałych przedsięwzięć, takich jak loty transkontynentalne i dookoła świata, zdobycie biegunów Ziemi drogą powietrzną, przelot nad Mount Everestem; organizowano liczne wystawy, wyścigi lotnicze, czy też pokazy kaskaderskie. W tym okresie powstało także wiele komercyjnych linii lotniczych. Po niesławnej katastrofie Hindenburga w 1937 r. sterowce zostały całkowicie wycofane z użytku i zastąpione przez łodzie latające, które zapewniały możliwość odbywania długodystansowych podróży w komfortowych warunkach.

Revolucja ta była możliwa dzięki nieustannemu rozwojowi lekkich silników lotniczych o stopniowo rosnącej mocy i sprawności. Pierwotnie stosowane silniki rotacyjne (np. Gnôme, Oberursel) zostały wyparte przez silniki ze stałym blokiem cylindrów albo w układzie gwiazdowym albo rzędowym. Jednakże już na początku lat trzydziestych zaczęto zdawać sobie sprawę z pewnych ograniczeń silników tłokowych. Rozpoczęły się prace nad wykorzystaniem w lotnictwie napędu odrzutowego. Powszechnie badania takie kojarzy się z eksperymentami prowadzonymi w Wielkiej Brytanii przez inż. Franka Whittle'a i jego przedsiębiorstwo Power Jets Ltd. (silniki W.1 i W.2) [1], [2], [3]. Znaczące osiągnięcia na tym polu miał także niemiecki konstruktor Hans von Ohain, który w 1936 r. opatentował koncepcję silnika turboodrzutowego [4]. W kolejnych latach kierowany



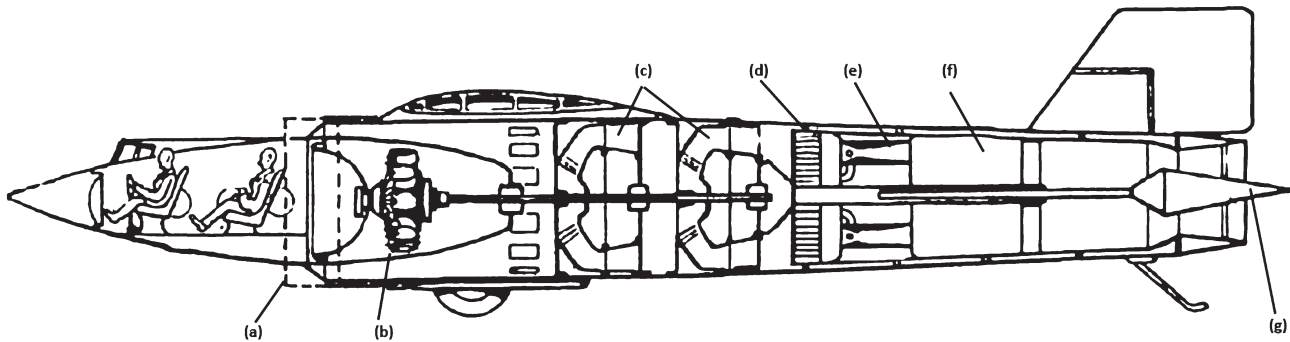
Ryc. 1. Inż. Secondo Campini

Źródło: [13]

przez niego zespół zbudował silniki HeS 1, HeS 3 oraz HeS 3A. Tuż przed wybuchem II wojny światowej 27 sierpnia 1939 r. został oblatany samolot Heinkel He 178 wyposażony w silnik HeS 3b konstrukcji H. von Ohaina. Był to pierwszy w historii lot samolotu z napędem odrzutowym [5].

## Inżynier Secondo Campini

Tymczasem powszechnie mało znany jest fakt, że wiele pionierskich i jednocześnie znaczących osiągnięć w zakresie opracowania i zastosowania napędu odrzutowego mają Włochy. Na Półwyspie Apenińskim prace w tym kierunku podjął młody inżynier budownictwa lądowego Secondo Campini (ur. w 1904 r.), absolwent Politechniki w Bolonii. Po ukończeniu studiów w 1928 r. rozpoczął pracę na stanowisku asystenta w katedrze hydrauliki tamtejszej uczelni. W 1929 r. zaprojektował specjalny zespół napę-



**Ryc. 2. Poglądowy schemat napędu lotniczego zgłoszony we wnioskach patentowych S. Campiniego: (a) wlot powietrza, (b) gwiazdowy silnik tłokowy napędu sprężarki, (c) sprężarka dwustopniowa, (d) wymiennik ciepła, (f) komora spalania, (g) stożek regulacji siły ciągu**

Źródło: opracowanie własne J. Latałskiego

dowy na powietrze i spalane gazy, tzw. reaktor silnikowy Campini, za co otrzymał nagrodę Guglielmo Marconiego. Teoretyczne wyniki tych badań przedstawił w serii artykułów pod zbiorczym tytułem *Charakterystyka i możliwości napędu reakcyjnego (silniki odrzutowe o działaniu ciągłym)*, opublikowanych w czasopiśmie *L'Aeronautica IV* (1930), ss. 563–566, 642–645, 717–720, 803–813, 881–889.

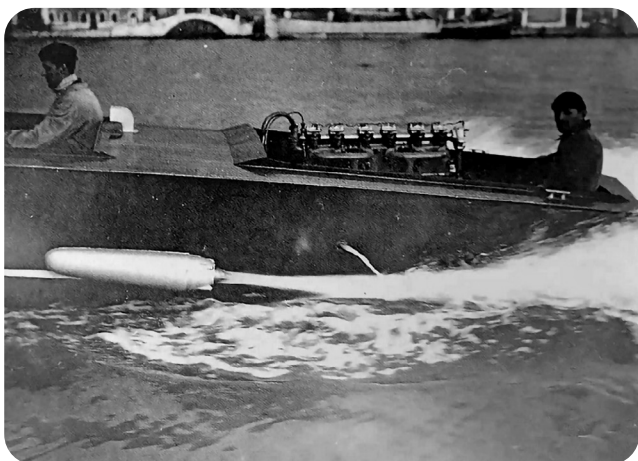
W połowie 1930 r. S. Campini przeniósł się do Mediolanu i 20 stycznia 1931 r. złożył swój pierwszy patent na konstrukcję i zastosowanie napędu odrzutowego. Wniosek przedstawiał podstawową koncepcję takiego napędu i koncepcja ta była stosowana później we wszystkich jego konstrukcjach. Rozwiązanie to najkrócej można opisać jako system pobierający powietrze z otoczenia poprzez kanał dolotowy. Powietrze to jest wstępnie sprężane w wyniku ruchu statku powietrznego względem ośrodka, a następnie sprężane po raz drugi za pomocą rotacyjnej sprężarki mechanicznej. W kolejnej sekcji wytworzony strumień powietrza jest podgrzewany i finalnie rozprężany w celu wytworzenia ciągu. Zastosowany za komorą rozprężną ruchomy stożek przypominający rozwiązanie stosowane w turbinach systemu Peltona umożliwiał zmianę średnicy wydechu, zwiększając lub zmniejszając ciśnienie i prędkości przepływu strugi.

Dziewięć dni po złożeniu wniosku patentowego, 29 stycznia 1931 r., Campini skontaktował się ze znanym producentem lotniczym Giannim Capronim. Zorganizowano spotkanie, w trakcie którego wynalazca wyjaśnił zasadę działania napędu swojego pomysłu oraz przedstawił program wdrożenia tego rozwiązania w lotnictwie. Wytwórnia Caproni nie wykazała jednak zainteresowania przedstawionym pomysłem. Wobec powyższego Campini zdecydował się założyć własne przedsiębiorstwo. I tak już w lutym 1931 r. w Mediolanie powstała firma Velivoli E Natani A Reazione (VENAR – Samoloty i Łodzie Odrzutowe). Oprócz S. Campiniego współwłaścicielami zostali dwaj jego bracia. Była to pierwsza na świecie firma zajmująca się badaniami i projektowaniem samolotów i statków morskich wyposażonych w napęd odrzutowy. We wrześniu tego samego roku S. Campini złożył kolejny wniosek patentowy na „Reakcyjne urządzenie i układ napędowy do statków powietrznych i jednostek pływających” [6]. Podobny wniosek został

wkrótce zgłoszony także do urzędów patentowych we Francji, w Wielkiej Brytanii oraz Japonii (1932 r.), a także w Stanach Zjednoczonych (1935 r.) [7] i w Niemczech (1937 r.).

Pierwszy kontrakt firma VENAR zdobyła już w maju 1931 r., a zamawiającym była Królewska Marynarka Wojenna (Regia Marina). Zlecenie dotyczyło zaprojektowania, zbudowania i przetestowania morskiej wersji zespołu napędowego według patentu inż. S. Campiniego. Z uwagi na fakt, że firma nie miała jeszcze odpowiedniego zaplecza technicznego, Campini rozpoczął poszukiwania odpowiedniego partnera przemysłowego. Wybór padł na firmę Costruzioni Meccaniche Riva z Mediolanu – uznane przedsiębiorstwo z branży hydraulicznej kierowane przez dyrektora ds. technicznych, inż. Tranquillo Novelliego. Do budowy prototypu łodzi wykorzystano kadłub opracowany i wykonany przez stocznnię Cinti, do napędu sprężarki zastosowano sześciocylindrowy rzędowy silnik lotniczy Isotta-Fraschini Asso 200. Ponadto wykorzystano dwie wysokociśnieniowe dysze wodne projektu firmy Riva, które zabudowano po obu stronach kadłuba mniej więcej w połowie jego długości. Budowę hydro odrzutowca ukończono w zimie 31/32 r. i rozpoczęto pierwsze próby. Oficjalne testy przeprowadzono w Wenecji w kwietniu 1932 r. Łódź odrzutowa Campini osiągnęła prędkość 28 węzłów, tj. około 52 km/h [8]. Była to prędkość porównywalna do prędkości, jakie uzyskiwały łodzie z konwencjonalnym silnikiem o podobnej mocy. Po zapoznaniu się z wynikami testów marynarka wojenna nie złożyła ostatecznie żadnych zamówień, ale – dostrzegając pewien potencjał w przedstawionych rozwiązaniach – zabroniła sprzedaży projektu poza granice Włoch.

Równocześnie z ukończeniem zlecenia dla Królewskiej Marynarki Wojennej firma VENAR przedstawiła swój patent w Ministerstwie Lotnictwa. Według przedłożonej koncepcji napęd odrzutowy miał zapewnić przyszłym samolotom bardzo duże prędkości w locie poziomym, doskonałe wznoszenie, a także wysoki pułap lotu. Pomysł zwrócił uwagę ministra Italo Balbo, a także przedstawicieli Królewskich Sił Powietrznych (Regia Aeronautica). Ostatecznie 5 lutego 1934 r. ministerstwo oraz przedstawiciele sił powietrznych podpisali z firmą VENAR kontrakt na opracowanie i dostawę do końca 1936 r. jednego płatowca



Ryc. 3. Łódź z systemem napędowym Campiniego w czasie testów w Wenecji, kwiecień 1932 r.

Źródło: [12]

z przeznaczeniem do badań statycznych oraz dwóch latających samolotów „napędzanych systemem odrzutowym Campini”. Wartość umowy wynosiła 4,5 mln lirów i należy zaznaczyć, że była to bardzo duża kwota w porównaniu z innymi ówczesnymi kontraktami eksperymentalnymi. Przykładowo, równolegle finansowane zamówienie na dwa czterosilnikowe prototypowe bombowce Piaggio P.23 opiewało na 2,35 mln lirów [5].

## Rzeczony konstrukcji samolotu

Ponieważ firma VENAR nadal nie dysponowała odpowiednim zapleczem organizacyjno-technicznym Campini ponownie zwrócił się do wytwórni Caproni. Formalne porozumienie zostało podpisane 25 maja 1934 r.; uzgodnienia zawartej umowy przewidywały, że firma Caproni zagwarantuje pełny dostęp do swoich zasobów projektowych i technicznych, a w zamian opracowane samoloty będą nosić nazwę Campini-Caproni (C.C.)<sup>1</sup>. Równocześnie zgodzono się, że inż. S. Campini zachowa prawa do swojego patentu i projektu.

Prace projektowe Campini rozpoczął pod koniec 1934 r. w fabryce Aeroplani Caproni w Taliedo, niedaleko dzisiejszego lotniska Mediolan-Linate. Pierwszym etapem było opracowanie wstępnej konfiguracji samolotu. Według przyjętych założeń miał to być dolnopłatewiec konstrukcji metalowej, dwumiejscowy w układzie tandem i ze stałym podwoziem kołowym chronionym owiewkami. Z uwagi na fakt, że nie był jeszcze opracowany zespół napędowy samolotu, zbudowano jedynie modele i makiety testowe, które zostały zbadane w tunelu aerodynamicznym zakładów Caproni. Modele te następnie wysłano do centrum testowego lotnictwa Guidonia pod Rzymem w celu przeprowadzenia dodatkowych pomiarów [9].

Równolegle Campini rozpoczął projektowanie silnika odrzutowego przeznaczonego dla nowego płatowca. Chociaż zgło-

<sup>1</sup> Niezależnie od zapisów tej umowy włoskie siły powietrzne nadały opracowanym samolotom swoje własne oznaczenie kodowe N.1.



Ryc. 4. 18-cylindrowy silnik Isotta Fraschini typ Asso 750 RC. Cylindry zgrupowane są w 3 blokach rozstawionych co 30°

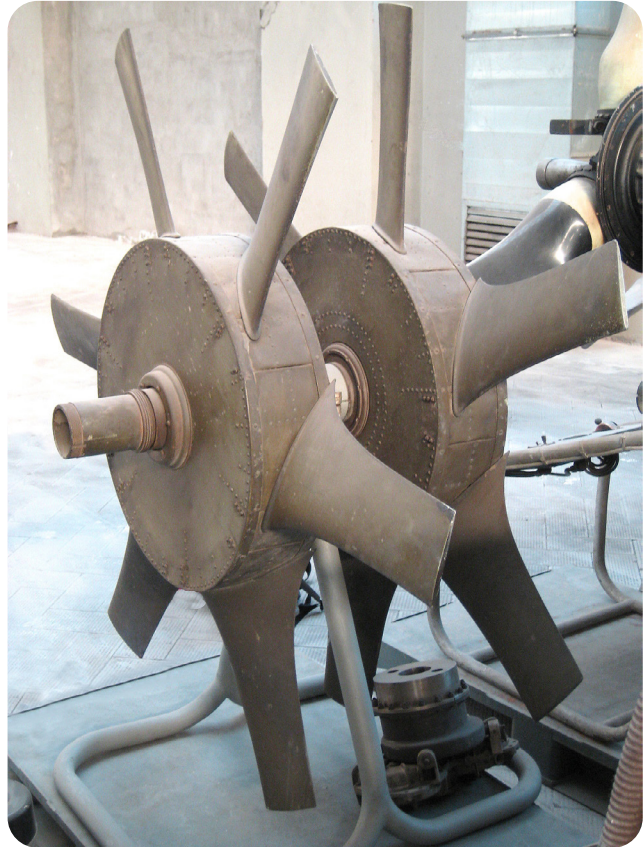
Fot. J. Latański

szone patenty przewidywały zastosowanie do napędzania sprężarki silników albo tłokowych, albo turbinowych, to ostatecznie zdecydowano się na to pierwsze rozwiązanie<sup>2</sup>. Bezspornie wynikało to z szeregu problemów technicznych, jakie należałoby rozwiązać przy opracowywaniu od podstaw turbiny gazowej. Celem sprawdzenia przyjętej koncepcji S. Campini zbudował w skali 1:3 model eksperymentalny zespołu napędowego, jaki zamierzał zastosować do opracowywanego płatowca. Do napędu sprężarki zastosował zastępczo silnik elektryczny o mocy 8 KM. Strumień sprężonego powietrza był kierowany do otwartej komory spalania z bezpośrednim wtryskiem paliwa. Celem zwiększenia ciśnienia przepływających gazów w komorze oraz poprawy osiągnięć silnika przewidziano możliwość zainstalowania systemu dodatkowych dopalaczy. Silnik według tego projektu osiągał maksymalną prędkość obrotową do 6100 obr./min. Pozwalało to na wytworzenie ciągu 142 N. Ciąg ten mógł być krótkookresowo zwiększony do 196 N przy wykorzystaniu dopalaczy. Uzyskane wyniki skłoniły Campiniego do oszacowania ciągu pełnowymiarowego silnika na około 6,87 kN, który mógł być zwiększony do 8,83 kN przy użyciu dopalacza. Wyniki tych obliczeń były bardzo obiecujące – należy bowiem wspomnieć, że stosowane np. w samolotach Spitfire silniki tłokowe Rolls-Royce serii Merlin zapewniały moc odpowiadającą ciągowi jedynie około 3,4 kN.

W maju 1935 r. Campini zwrócił się do Królewskich Sił Powietrznych z prośbą o dostarczenie jednego egzemplarza nowego silnika spalinowego 12-cylindrowej jednostki Asso XIR firmy Isotta Fraschini. W odpowiedzi ministerstwo przekazało, że konstrukcja ta znajduje się jeszcze w fazie testów i zaproponowało zamiennie jako tymczasowy silnik 18-cylindrowy typ Asso 750 RC. Motor ten został przekazany firmie S. Campiniego i był używany w testach ciągu naziemnego napędu odrzutowego, które prowadzono w 1936 r. Zgodnie z opracowanym projektem silnik napędzał dwustopniową sprężarkę tłoczącą powietrze do otwartej komory spalania. Każda z tarcz sprężarki miała sześć łopatek z możliwością mechanicznej, stałej zmiany kąta nastawienia względem płaszczyzny wirnika. Długość łopatek wynosiła 40 cm.

28 kwietnia 1936 r. Sztab Lotnictwa skierował do firmy VENAR zapytanie o postępy w realizacji projektu. 6 grudnia tego samego roku, ze znacznym opóźnieniem, Campini poinformował, że w związku z brakiem dostępności pierwotnie zakładanego silnika Asso XIR prace w projekcie uległy opóźnieniu. Cztery miesiące później, 3 kwietnia 1937 r., S. Campini przedstawił ministerstwu swój wstępny raport, informując jednocześnie, że budowa kadłuba samolotu oraz silnika testowego zostały ukończone. Konstrukcji nadano oznaczenie C.C.1., a oficjalne testy naziemne z udziałem komisji wojskowej zostały zaplanowane na 27 kwietnia. W czasie pokazu okazało się, że osiągi silnika są niższe, niż oczekiwano. Specjalnie zbudowany dynamometr zarejestrował ciąg 6,37 kN, czyli około 93% wartości założonej i jedynie 7,16 kN (tj. 81%) przy włączonych dopalaczach. Ponadto system dopalaczy zużywał pięciokrotnie więcej paliwa, niż wstępnie przewidywano.

<sup>2</sup> Jak pokazała przyszłość, decyzja ta okazała się błędna, gdyż determinowała stosunkowo niską wydajność zespołu napędowego, ograniczając tym samym rozwój tego typu napędu odrzutowego.



Ryc. 5. Sprężarka dwustopniowa projektu S. Campiniego zastosowana w samolocie C.C.1.

Fot. J. Latański

Pomimo wprowadzonych doraźnie modyfikacji silnik nie działał zgodnie z oczekiwaniami, w związku z tym 9 lipca 1937 r. Campini zwrócił się do sekretarza w ministerstwie lotnictwa Giuseppe Valle z prośbą o odroczenie dostawy samolotów i zwiększenie pierwotnie zakładanej wartości zlecenia o dodatkowe 25–30% celem pokrycia nieprzewidzianego wzrostu kosztów. Po negocjacjach pierwotna umowa została zmodyfikowana aneksem nr 551 z 27 grudnia 1937 r. Ustalenia przewidywały ukończenie budowy prototypów na 31 grudnia 1938 r.; zwiększono także kwotę finansowania projektu do 5 220 000 lirów (tj. o 16%)<sup>3</sup>. Dalsze aneksy, jakie były podpisywane w kolejnych latach, zwiększyły ostatecznie całkowitą wartość kontraktu do 8,55 mln lirów, tj. dwukrotnie więcej, niż wstępnie planowano.

Rozczarowujące wyniki kwietniowych testów statycznych zmusiły S. Campiniego do gruntownej zmiany konstrukcji zarówno napędu, jak i samego płatowca. Opracowano nową trójstopniową sprężarkę – zmniejszono długość łopatek do 27,5 cm, jednocześnie zwiększając ich liczbę do 15 na

<sup>3</sup> Jednakże, jak się wkrótce okazało, nawet ten nowy termin okazał się zbyt optymistyczny. Dalsze opóźnienia w projekcie spowodowały, że tytuł pierwszego samolotu z napędem odrzutowym zyskał niemiecki samolot Heinkel He 178V1. Pierwszy lot tej konstrukcji odbył się 27 sierpnia 1939 r. Napęd samolotu stanowił turbodrzutowy silnik HeS.3b o ciągu 450 kg, zaprojektowany przez Hansa von Ohaina.





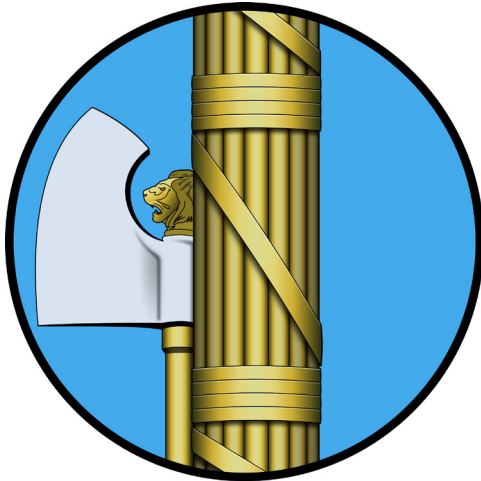
Ryc. 6. Ukończony egzemplarz C.C.2 na terenie zakładów Caproni w Taliedo. Dobrze widoczny stożek regulacji siły ciągu  
 Źródło: [14]



Ryc. 7. Drugie ujęcie samolotu wykonane tego samego dnia. Zwraca uwagę fakt, że maszyna nosi niekompletne oznaczenia włoskich sił powietrznych – jest biały krzyż na stateczniku pionowym oraz pas wokół tylnej części kadłuba; nie namalowano natomiast znaków trzech czarnych faset otoczonych czarną obwódką na skrzydłach. Brak również symbolu topora przywiązanego wstążkami do wiązki różg – znak ten pochodził z czasów starożytnych i reprezentował władzę oraz autorytet cesarskiego państwa rzymskiego. Został przyjęty przez Benita Mussoliniego i jego partię polityczną  
 Źródło: [14]

każdym ze stopni; ponadto wprowadzono hydraulicznie sterowany mechanizm zmiany kąta ich nastawienia. W układzie napędowym zabudowano także drugą, dodatkową chłodnicę powietrza celem poprawy sprawności cieplnej spalania. Do

napędu sprężarki zastosowano nowy 12-cylindrowy silnik Asso L 121 RC40 o mocy 900 KM. Ponieważ silnik ten miał nieco mniejszą średnicę niż zastosowany w prototypie C.C.1 silnik Asso 750R, konieczne były modyfikacje w konstrukcji



Ryc. 8. Symbol Królewskich Sił Powietrznych  
(Regia Aeronautica)

Źródło: archiwum własne J. Latałskiego

kadłuba. W związku z bardzo daleko idącymi zmianami w stosunku do pierwotnego projektu przyjęto nowe oznaczenie typu jako C.C.2.

Samolot C.C.2 był dolnopłatem konstrukcji w pełni metalowej. Półskorupowy kadłub składał się z czterech zasadniczych sekcji: sekcji dolotowej, sekcji sprężania, części centralnej zawierającej silnik tłokowy oraz zamkniętą, ale nie ciśnieniową kabinę pilotów z fotelami w układzie tandem. Ostatni fragment kadłuba tworzył człon komory spalania i dyszy wylotowej. Kadłub miał przekrój okrągły o niemal stałej średnicy 1,57 m na całej długości. W jego konstrukcji zastosowano dodatkowe poszycie wewnętrzne w celu zminimalizowania oporów przepływu strumienia powietrza o żebra i podłużnice wzmacniające. W obszarze komory spalania zamiast duraluminium zastosowano stal żaroodporną. Płat nośny, wykonany jako jednoczęściowy o eliptycznym zarysie, był wyposażony w kłapy wyporowe. W jego konstrukcji wewnętrznej zastosowano dwa dźwigiary umieszczone odpowiednio w 15% i 59% cięciwy. Podwozie było całkowicie chowane w płacie poprzez obrót wokół osi podłużnej i złożenie na zewnątrz; koło ogonowe było stałe z dodatkową owiewką aerodynamiczną. Rozpiętość skrzydeł wynosiła 14,63 m, długość samolotu 12,10 m, wysokość całkowita w linii lotu 4,70 m, powierzchnia nośna 36,03 m<sup>2</sup>. Niestety wprowadzone zmiany przyczyniły się do potrojenia masy własnej z 1200 kg przewidzianych w kontrakcie z 1934 r. do blisko 3500 kg w samolocie C.C.2.

### Testy doświadczalne

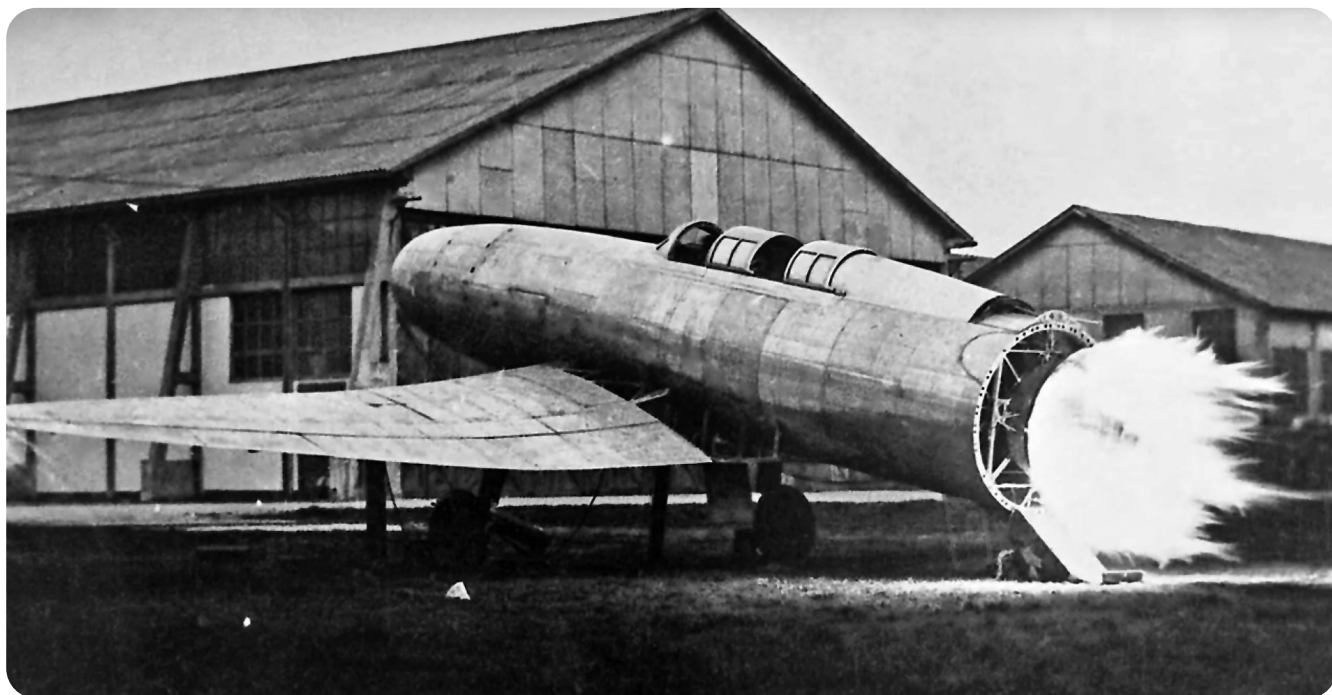
Zgodnie z warunkami umowy z ministerstwem firma była zobowiązana do dostarczenia jednego kadłuba płatowca oraz dwu egzemplarzy samolotu. W związku z tym zdecydowano się na budowę obu sztuk jednocześnie. Wytwórnia Caproni nadała im własne numery seryjne, odpowiednio 4849 i 4850; natomiast Królewskie Siły Powietrzne przydzieliły później wojskowe numery kodowe MM487 i MM483

z puli numerów zarezerwowanych dla samolotów eksperymentalnych. Mimo że siły powietrzne zdecydowały się nie powtarzać naziemnych testów statycznych i testów ciągu, rozwój i budowa samolotów postępowały bardzo wolno. Wyznaczony na 31 grudnia 1938 r. termin ukończenia ponownie został przesunięty. Nową datę wyznaczono na 31 października 1939 r., ale ostatecznie dopiero na przełomie marca i kwietnia 1940 r. zmodyfikowany zespół napędowy był gotowy do montażu na płatowcu. 28 czerwca 1940 r. rozpoczęto zakładowe testy statyczne ciągu silników, a 26 lipca S. Campini poinformował dyrekcję zakładów, że samolot jest gotowy do prób kołowania i prób w locie. Egzemplarz nr 2 został przetransportowany drogą lądową na pobliskie lotnisko Linate. Rozpoczęto testy kołowania obejmujące m.in. regulację nastaw podwozia oraz oszacowanie czasu i wymaganej drogi startu. Dnia 27 sierpnia o godzinie 19:35, podczas drugiego testu przeprowadzonego tego dnia, pilot doświadczalny zakładów Caproni Mario de Bernardi oderwał samolot od ziemi i wykonał krótki, 10-minutowy lot, wznosząc się z niewielką prędkością 1,5 m/s na pułap kilkuset metrów, po czym wykonał idealne lądowanie. Tym samym był to drugi w historii lotnictwa lot samolotu z napędem odrzutowym. Wydarzenie to miało miejsce dokładnie rok po pionierskim locie Ericha Warsitzta samolotem Heinkel He 178. Należy jednakże podkreślić, że w samolocie C.C.2 zastosowano napęd odrzutowy typu moto-jet, a nie silnik turbodrzutowy, jak w konstrukcji Heinkla.

Podczas lotu eksperymentalnego pilot zauważył, że ster wysokości jest zbyt czuły, dlatego też przed zaplanowanym na 16 września lotem pokazowym zdecydowano się zmniejszyć kąt zaklinowania statecznika. Niestety na kilka dni przed zaplanowaną oficjalną prezentacją M. de Bernardi złamał nogę, co zatrzymało program lotów na parę miesięcy. Tym niemniej za swój wyczyn z 27 sierpnia został odznaczony Złotym Medalem za Waleczność Lotniczą. W uzasadnieniu wspomniano o jego znakomitej karierze uwiecznionej lotem testowym Campini-Caproni C.C.2. Medal wręczył osobiście Mussolini 30 listopada 1940 r.

Okres przerwy spowodowany wypadkiem pilota doświadczalnego wykorzystano na doskonalenie konstrukcji układu dopalaczy. W pracach tych uczestniczyli głównie S. Campini i specjalista silnikowy inż. Casalini. W okresie styczeń – marzec 1940 r. przeprowadzono ponad dwadzieścia prób naziemnych silnika i prób kołowania w ramach przygotowań do drugiej próby w locie. Ostatecznie lot taki odbył się 11 kwietnia 1941 r. na samolocie nr 1, który zastąpił w programie badań egzemplarz nr 2. Oblot trwał 10 minut i w czasie jego trwania użyto po oraz pierwszy w historii lotnictwa systemu dopalaczy. Dzięki nim udało się m.in. istotnie skrócić rozbieg samolotu i poprawić początkowe wznoszenie do 5 m/s. Warto w tym miejscu zaznaczyć, że już dziesięć dni później 15 maja 1941 r. w Wielkiej Brytanii dokonano oblotu pierwszego samolotu odrzutowego konstrukcji brytyjskiej – samolotem tym był Gloster E.28/39.

Pierwszego czerwca w fabryce Taliedo zorganizowano krótką prezentację samolotu w locie. W obecności przedstawiciela rządu Francesco Pricolo pilot Mario de Bernardi wykonał lot testowy egzemplarzem nr 1. W czasie pokazu zaprezentowano m.in. zalety użycia systemu dopalaczy. Jed-



Ryc. 9. Testy naziemne silnika odrzutowego samolotu C.C.2. Zdemontowana ostatnia sekcja kadłuba

Źródło: [14]

nak ze względu na problemy z niedostatecznym chłodzeniem układu system ten wymagał jeszcze dopracowania. Kolejny lot demonstracyjny odbył się 31 sierpnia 1941 r. Była to oficjalna demonstracja dla ministerstwa oraz sił powietrznych. Do testu wybrano płatowiec nr 2 (jak się później okazało, był to ostatni zarejestrowany lot tego egzemplarza). W czasie testów nie wystąpiły żadne usterki, a samolot wykazał poprawne własności lotne. W związku z tym uznano, że kontrakt na dostawę dwóch latających samolotów „napędzanych systemem odrzutowym Campini”, zawarty 5 lutego 1934 r. pomiędzy Królewskimi Siłami Powietrznymi a firmą VENAR, został ostatecznie zrealizowany.

W kolejnym miesiącu dokonano gruntownego przeglądu zespołu napędowego samolotu. Wyremontowano między innymi przekładnię, system wtrysku paliwa oraz zmieniono zawory dławiące w układzie dopalaczy. W pierwszym locie po przeglądzie 19 października 1941 r. de Bernardi wzniósł się na wysokość 1500 m, a w kolejnym locie osiągnął pułap 2500 m. Na dzień 6 listopada zaplanowano specjalną imprezę promocyjną. W ramach programu uroczystości odbył się pierwszy w historii lotnictwa lot samolotu odrzutowego z pasażerem. Szczęśliwcem tym był inżynier Giovanni Pedace – sekretarz Stowarzyszenia Pionierów Lotnictwa, a prywatnie bratanek Gianniego Caproniego. Z tej okazji zaproszono oficjalnych chronometrażystów wraz z filmowcami z państwowego instytutu propagandy, a G. Pedace, zapalony kolekcjoner-filatelista, otrzymał specjalny stempel odrzutowej poczty lotniczej.

Późną jesienią 1941 r. inż. S. Campini przygotowywał się do przekazania płatowca nr 1 do centrum testowego sił powietrznych znajdującego się w miejscowości Guidonia koło Rzymu w celu oficjalnej oceny osiągnięć samolotu. Samolot wystartował z Linate 30 listopada o godzinie 14:47

i wylądował na lotnisku docelowym o 16:58, pokonując odległość 476 km w 2 godziny 11 minut, ze średnią prędkością 217 km/h. Rzeczywista trasa przelotu była jednak dłuższa, gdyż niesprzyjająca pogoda wymusiła zmianę pierwotnej zaplanowanej trasy.

Lot do Rzymu odbił się głośnie echem w mediach. Wczesnym rankiem 5 grudnia Mussolini dokonał przeglądu samolotu w Guidonia w towarzystwie Caproniego oraz wysokich rangą dowódców wojskowych. W ciągu następnego kilku miesięcy samolot C.C.2 został poddany standardowemu programowi oceny. W tym celu zabudowano m.in. niezbędny sprzęt rejestrujący. Program badań rozpoczął się 7 stycznia 1942 r., ale maszyna borykała się z drobnymi problemami i często była uziemiana. 9 kwietnia 1942 r. podczas testów prędkościowych chłodnica uległa przegrzaniu, co zmusiło pilota Mario de Bernardiego do prewencyjnego lądowania. Niestety w czasie podchodzenia do lądowania lewe podwozie nie wysunęło się i po przyziemieniu samolot uległ niewielkim uszkodzeniom. Po dokonaniu niezbędnych napraw 10 czerwca 1942 r. wznowiono próby w locie. Sprawdzano m.in. osiągi i zużycie paliwa w lotach z użyciem dopalaczy. Z czasie tych testów zarejestrowano maksymalną prędkość 292 km/h na poziomie ziemi, zużycie paliwa około 26 litrów/min. Pułap maksymalny wynosił około 4000 m, zasięg 475 km [10]. Ostatni lot maszyny odbył się 27 sierpnia 1942 r., po czym testy zakończono, a samolot pozostał w hangarze centrum testowego Guidonia.

Ponieważ osiągi samolotu były znacznie słabsze od samolotów z klasycznym napędem śmigłowym, postanowiono nie kontynuować programu. Ponadto w sierpniu 1943 r. doszło do inwazji aliantów na Sycylię i odsunięcia Mussoliniego od władzy. Przechowywany w Guidonia

egzemplarz testowy został znaleziony przez aliantów po zajęciu Rzymu w czerwcu 1944 roku. Niestety, samolot był poważnie uszkodzony najprawdopodobniej w wyniku nalotu bombowców alianckich na lotnisko w październiku 1943 r. lub maju 1944 r. Niektóre źródła sugerują jednak, że C.C.2 został zniszczony przez Niemców przed opuszczeniem lotniska. Znaleziony wrak został zbadany 18 czerwca 1944 r. przez oficerów brytyjskiego Ministerstwa Produkcji Samolotów, przydzielonych do wywiadu sił sprzymierzonych w basenie Morza Śródziemnego. Major Pickles sporządził wstępny raport i zorganizował transport do centrum badawczego Farnborough w Wielkiej Brytanii [10]. Po zakończeniu działań wojennych wrak postanowiono przekazać do muzeum. Okazało się jednak, że z powodu korozji jest on w fatalnym stanie i ostatecznie w listopadzie 1947 r. zdecydowano o jego zezłomowaniu.

Drugi egzemplarz C.C.2 o oznaczeniu wojskowym MM485 przetrwał wojnę w doskonałym stanie. Od czasu zakończenia prób w sierpniu 1941 r. maszyna była pieczołowicie przechowywana w zakładach Caproni Aeronautica Bergamasca w Ponte San Pietro. We wrześniu 1946 r. stowarzyszenie konstruktorów lotniczych z Mediolanu zwróciło się do firmy Caproni z prośbą o przekazanie samolotu z zamiarem jego ekspozycji. Ostatecznie w kwietniu 1952 r. przedsiębiorstwo przekazało samolot przedstawicielom włoskich sił powietrznych. Samolot był wielokrotnie prezentowany statycznie na wielu pokazach i wystawach lotniczych; obecnie jest ekspozowany w ramach kolekcji Muzeum Włoskich Sił Powietrznych w Vigna di Valle.

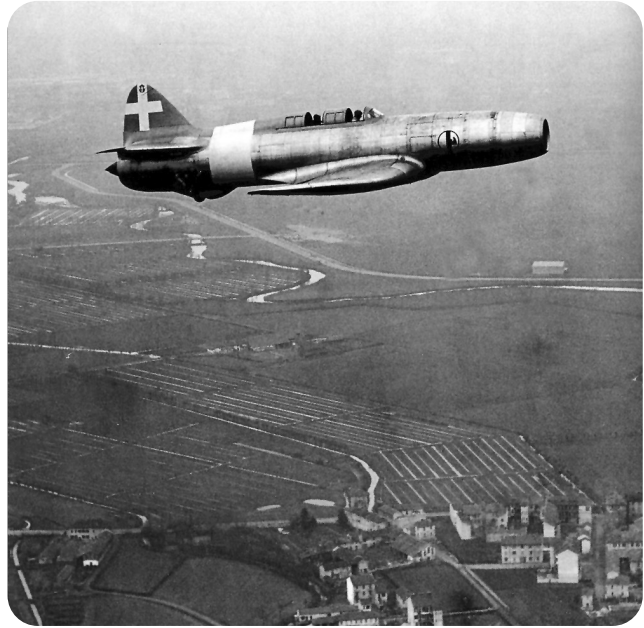
Do obecnych czasów przetrwał także kadłub testowy samolotu C.C.1 z 1937 r. W 1950 r. został znaleziony na terenie zakładów w Taliedo. Od połowy lat 50. można go oglądać w Narodowym Muzeum Nauki i Technologii w Mediolanie. Niestety nie zachował się silnik z tego płatowca.

## Podsumowanie

System napędowy patentu inż. Seconda Campiniego – znany jako napęd moto-odrzutowy (ang. *moto-jet*) – był całkowicie unikalny w historii lotnictwa. Jedynym innym statkiem powietrznym, w którym wykorzystano ten rodzaj silnika, była japońska bomba latająca Yokosuka MXY7 Ohka Model 22, napędzana jednostką Tsu-11 o mocy 100 KM. Typ ten został zbudowany jednak w bardzo ograniczonej liczbie i nigdy nie wszedł do służby.

Choć w ostatecznym rozrachunku samolot konstrukcji Campiniego okazał się porażką, to jednak nie można odmówić temu projektowi wielu pionierskich osiągnięć. Bez wątplenia był to pierwszy samolot z napędem odrzutowym, w którym zastosowano dopalacze. Był to również pierwszy samolot odrzutowy z dwumiejscową kabiną i pierwszy odrzutowiec, który odbył lot z pasażerem. Nie należy również zapominać, że Campini-Caproni C.C.2 był drugim w historii lotnictwa samolotem z napędem odrzutowym, jaki wzniósł się w powietrze.

Wydaje się, że na porażce programu samolotu Campini-Caproni zaważyły przede wszystkim dwa czynniki. Pierwszym był fakt, że opracowywano jednocześnie i zespół napędowy,



**Ryc. 10. Samolot C.C.2 podczas przelotu z Mediolanu do centrum doświadczalnego Guidonia koło Rzymu. Zwracając uwagę uzupełnione znaki Regia Aeronautica oraz domalowany herb dynastii sabaudzkiej na szczycie statecznika pionowego**

Źródło: [15]

i konstrukcję płatowca. Doświadczenia historyczne wielu biur konstrukcyjnych, także i polskich okresu międzywojennego wskazują, że takie podejście obarczone jest ekstremalnym ryzykiem. Projekt i budowa płatowca są procesami stosunkowo przewidywalnymi. Natomiast rozwój silnika, szczególnie w przypadku zupełnie nowego typu, zdecydowanie tak nie jest. Zadanie to jest znacznie trudniejsze i wymaga istotnie większych nakładów finansowych i kadrowych. Obowiązuje zatem zasada, że projektuje się płatowiec do istniejącego silnika, dostosowując np. masę czy powierzchnię nośną samolotu do rozporządzalnej mocy zespołu napędowego.

Jako drugą przyczynę porażki tego projektu należy uznać decyzję o rezygnacji z turbiny i zastosowanie silnika tłokowego do napędu sprężarki. Rozwiązania, w których zastosowano turbinę, były w tamtym okresie oczywiście dalekie od ideału, jednak to właśnie ta koncepcja ostatecznie zwyciężyła. Zdecydowały o tym większy stopień sprężania i wynikający z tego większy ciąg silnika. Bardzo istotnym czynnikiem jest też dużo bardziej zwarta konstrukcja, mniejszy przekrój poprzeczny i istotnie mniejsza masa jednostkowa. Równoległe do prac prowadzonych przez S. Campiniego powstały w Wielkiej Brytanii i w Niemczech silniki turboodrzutowe ze sprężarką odśrodkową. W Niemczech powstał także pierwszy seryjny silnik odrzutowy o przepływie osiowym – silnik Junkers Jumo 004, który stał się protoplastą wszystkich obecnie stosowanych silników turboodrzutowych.

## Bibliografia

- [1] Whittle, F. (1930). *Improvements relating to the propulsion of aircraft and other vehicles* (Great Britain Patent #GB347206). 1930-01-16.



Ryc. 11. Zachowany egzemplarz samolotu C.C.2 (zdjęcie a) eksponowany w Muzeum Włoskich Sił Powietrznych (Museo Storico dell'Aeronautica Militare), które znajduje się w miejscowości Vigna di Valle nad brzegiem jeziora Bracciano około 20 km na północ od Rzymu (zdjęcie b). Drugi egzemplarz (płatowiec), który był wykorzystywany w próbach naziemnych, jest wystawiony w Narodowym Muzeum Nauki i Techniki im. Leonardo da Vinci w Mediolanie (Museo Nazionale Scienza e Tecnologia Leonardo da Vinci)

Fot. J. Latański

- [2] Whittle, F. (1936). *Propulsion of aircraft and gas turbines* (United States of America Patent #US2168726A). 1936-03-04.
- [3] Golley, J. (2009). *Jet: Frank Whittle and the Invention of the Jet Engine*. Datum Publishing Ltd.
- [4] Ohain, H. J. P. V. (1939). *Strahltriebwerk, insbesondere fuer Luftfahrzeuge* (Deutschland Patent DE767258C). 1939-09-12.
- [5] Niccoli, R. (2008). *Historia lotnictwa. Od maszyny latającej Leonarda da Vinci do podboju kosmosu*. Carta Blanca.
- [6] Campini, S. (1932). *Reaction Propulsion Method and Plant* (Italy Patent serial No. 631064). 1932-08-30.
- [7] Campini, S. (1932). *Reaction Propulsion Method and Plant* (United States of America Patent #US2024274A). 1932-07-26.
- [8] Buttler, T. (2019). *Jet Prototypes of World War II. Gloster, Heinkel, and Caproni Campini's wartime Jet Programmes*. Osprey Publishing Ltd.
- [9] Ciampaglia, G. (2002). *La Propulsione a Reazione in Italia dalle origini al 1943*. Aeronautica Militare – Ufficio Storico.
- [10] Pickles, F. (1945). *Caproni-Campini Aircraft and Allied Developments in Italy*. (CIOS Item 5 – Jet Propulsion). Combined Intelligence Objectives Sub-Committee Report.
- [11] Bettiolo, R. & Marcozzi, G. (2008). *Campini Caproni. Storia e tecnica del primo aviogetto italiano*. IBN Editore.
- [12] Alegi, G. (2012). *Campini Caproni (Ali D'Italia Serie Mini 5)*. La Bancarella Aeronautica.
- [13] <https://planehistoria.com/caproni-campini-n-1/> (2024, 3 October).
- [14] <https://live.warthunder.com/user/thor1900/> (2024, 3 October).
- [15] <https://comandosupremo.com/caproni-campini-n-1/> (2024, 3 October).



## Modele z napędem gumowym kategorii F1B

Jan Cihak

Czechy

### Od Redakcji

Autorem poniższego artykułu jest Jan Cihak, czeski modelarz lotniczy. Jan Cihak to aktualny drużynowy mistrz świata FAI w klasie modeli z napędem gumowym F1B, czyli zasilanych energią sprężystą skręconej wiązki nitek gumy, która napędza śmigło. Zawodnicze modele klasy F1B muszą spełniać wymogi techniczne, co powoduje, że zawodnicy – będący jednocześnie konstruktorami swoich modeli – rywalizują zarówno pod względem aerodynamiki i technologii, jak również techniki lotu. Klasa modeli z napędem gumowym F1B bywa nazywana Wakefield, od nazwiska lorda Charlesa Wakefielda, fundatora nagrody – pucharu przechodniego dla zwycięzcy Mistrzostw Świata, które odbywają się co 2 lata, począwszy od roku 1928. W roku 1989 puchar Wakefielda zdobył, jako jedyny dotychczas Polak, Eugeniusz Cofalik.

### Wprowadzenie

Modele kategorii F1B to modele napędzane wiązką gumową, powierzchnia skrzydeł jest ograniczona przepisami do 17–19 dm<sup>2</sup>, a maksymalna masa nasmarowanej wiązki gumowej wynosi 30 g. Fakty te należy przyjąć jako punkt wyjścia, dlatego chcę w tym artykule zająć się najważniejszymi zagadnieniami modeli swobodnie latających, które mogą pomóc w zwiększeniu wydajności.

### Nowoczesne materiały konstrukcyjne w budowie modeli F1B

Dzisiejsze modele, które standardowo produkowane są z materiałów kompozytowych, takich jak kevlar, tkaniny i niedoprzędę węglowe, tkaniny szklane, żywice epoksydowe i inne (ryc. 1), pozwalają znacznie lepiej wykorzystać teoretyczną wiedzę z zakresu aerodynamiki. Jest to również jeden z powodów wyższej wydajności współczesnych

modeli. Skrzydła są znacznie mocniejsze (szczególnie na skręcie), a większość ich ciężaru trafia na przednią część. Nowoczesne konstrukcje są zdecydowanie trwalsze, co bardzo korzystnie wpływa na zachowanie modeli. Jak już wspominałem, skrzydła nowych modeli wykonane są z materiałów kompozytowych i węgla (ryc. 2). W porównaniu do konstrukcji drewnianych D-boxy są stabilniejsze, ale i tak z doświadczenia wiemy, że w pierwszym roku latania nowy model „siedzi” i trzeba to brać pod uwagę.

Podobnie nowe materiały powłokowe, którymi powlekanie są węglowe konstrukcje skrzydeł, znacznie różnią się od powłok papierowych. Papierowe pokrycia nadawały szkieletom wytrzymałość i sztywność. Dzisiejsze folie (mylar, lamsan itp.), włókniny poliestrowe (vlies, icarex, micafilm itp.) nie wzmacniają konstrukcji. Fakt ten należy uwzględnić przy projektowaniu skrzydeł i usterzeń, a ich szkielety powinny być odpowiednio zwymiarowane (ryc. 3). Nowoczesne materiały powłokowe mają najlepsze możliwe właściwości pod względem obojętności na wilgoć, są bardziej odporne na starzenie i rozdzieranie niż konwencjonalne papiery pokrywowe (papier japoński, koreański, Modelspan, Mikelanta).

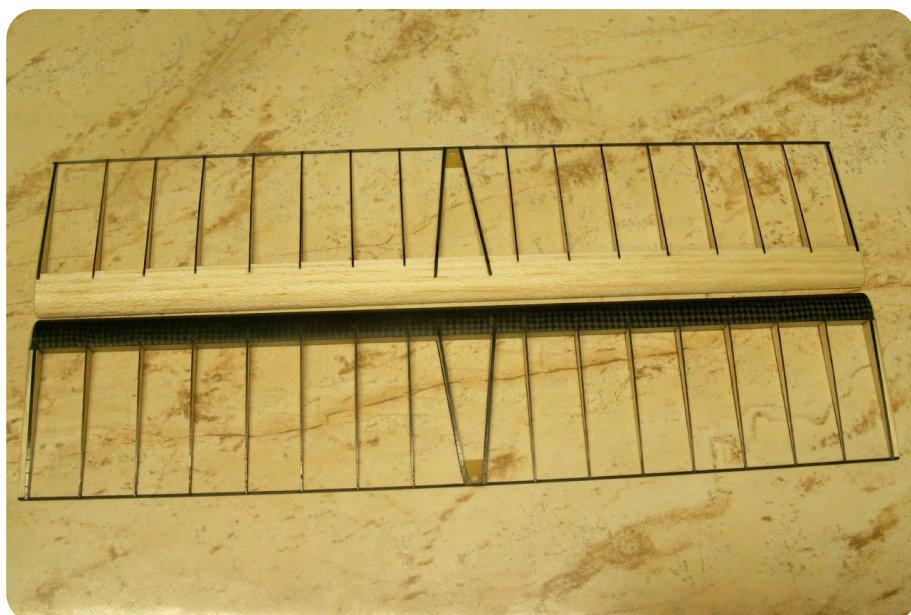
Konstrukcje wykonane z materiałów kompozytowych charakteryzują się nieco większą wagą niż klasyczne konstrukcje drewniane. Półprodukty od poszczególnych producentów różnią się nie tylko ceną i jakością, ale także wagą, dlatego polecam wziąć to pod uwagę przy zakupie. Na skrzydłach najwięcej ciężaru można zaoszczędzić na masie D-boxa i dźwigara skrzydła (ryc. 4). Wiemy, że w środku rozpiętości skrzydła występuje naprężenie ćwiartkowe, które powinno odpowiadać przekrojowi belki. Dalsza redukcja masy zależy od zastosowanej powłoki, precyzji klejenia itp. Część silnika, a także tylna część kadłuba, to kolejny bardzo ważny czynnik, który przede wszystkim będzie miał wpływ na całkowitą masę modelu. Jeśli zastosujemy głowicę o zmiennym skoku, waga od razu wzrośnie. Musimy pamiętać, że model musi być w stanie wytrzymać obciążenie



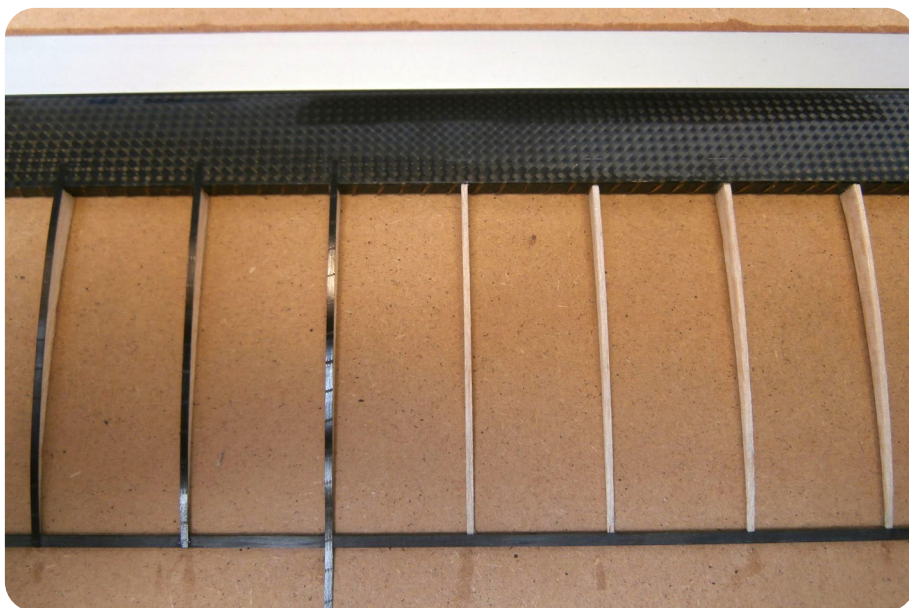
Ryc. 1. Szkieletowa konstrukcja statecznika pionowego, wykonana częściowo z balsy i włókna węglowego  
Fot. J. Cihak



Ryc. 2. Skrzydła modelu F1B widziane z profilu  
Fot. J. Cihak



Ryc. 3. Konstrukcja statecznika poziomego. Widoczne cienkie przekroje elementów konstrukcyjnych  
Fot. J. Cihak



**Ryc. 4. Szczegóły konstrukcji skrzydła. Widoczny D-Box, żeberka balsowe z naklejonymi węglowymi pasami wzmacniającymi**

Fot. J. Cihak

nia konkurencyjne, dlatego nie możemy zaniżyć masy jego konstrukcji tylko po to, aby zaoszczędzić na wadze.

### Rozpiętość skrzydeł modeli klasy F1B

Zwiększenie rozpiętości skrzydeł było pierwszą zmianą, na którą wpadli niemieccy eksperci w klasie F1H, wysiłki skupiono na zmniejszeniu oporu indukowanego. Przykładowo Hofsas jako pierwszy przeniósł dużą rozpiętość do kategorii F1B, a także zastosował turbulator. Dotychczas stosowane turbulatory o średnicy 0,8 mm zostały zastąpione przez 0,3 mm – jest to wystarczająca średnica turbulatora, z którym skrzydła wykazują dobre osiągi przy zachowaniu wystarczającej stabilności lotu. Zwiększenie rozpiętości skrzydeł zwiększa osiągi, ale nie można zapominać o konieczności dopasowania głębokości skrzydła do właściwości aerodynamicznych płata, który będzie zastosowany w modelu. Powodem zwiększenia rozpiętości do dzisiejszych form jest fakt, że duże modele są znacznie łatwiejsze w pilotażu i lepiej utrzymują kierunek nawet przy małej prędkości wznoszenia.

### Wybrane szczegóły konstrukcyjne

Jakie zmiany mogą ulepszyć modele F1B? Próby analizy badań dotyczących osiągnięć śmigła, wykorzystania energii silnika gumowego, pochylenia i skręcenia skrzydła itp., które są niekompletne i niespójne, nie mają sensu. W każdym razie najważniejsze rzeczy, bez których żaden model się nie obejdzie, to prawidłowe skręcenie skrzydła, optymalne położenie środka ciężkości i kąt regulacji modelu. Nie da się jednoznacznie stwierdzić, co jest najlepsze, gdyż położenie środka ciężkości waha się w granicach 55–65% głębokości skrzydła, co również powoduje zmianę kąta regulacji z ok. 3,5° na 2°. Kolejny czynnik stanowi długość kadłuba i odległość usterzeń od skrzydeł. Dlaczego modele F1B mają znacznie dłuższe kadłuby niż modele F1A? Małe powierzchnie usterzeń wynikające z dłuż-

szego kadłuba zapobiegają jego poślizgowi bocznemu, a także zapewniają prawidłowy skręt skrzydła. Model bez odpowiedniego skrętu musi stale stabilizować ślizg boczny (traci energię) w celu wyrównania. Długi kadłub, zwłaszcza podczas lotu z napędem, w dużym stopniu tłumi drgania (oscylacje) i wybacza drobne błędy podczas startu modelu (ryc. 5). Oscylacje można zaobserwować podczas całego wznoszenia (zwłaszcza w ciągu pierwszych 10 s), mogą one być większe lub mniejsze, ale są obecne w każdym locie. Wskazane jest wyeliminowanie oporów wszystkich części do minimum, ograniczniki usterzeń powinny być jak najmniejsze, fałdy poszycia na skrzydłach i usterzeniu poziomym jak najmniej zauważalne. Składanie łopatek śmigła, sekcji silnika, sprzęgła i tylnej części kadłuba powoduje powstawanie oporu (ryc. 6). Nie da się wszystkiego obiektywnie policzyć i ocenić, ale szereg drobnych usprawnień przyniesie wymierny efekt końcowy.

### Prędkość lotu

Obecny trend polega na zmniejszaniu prędkości wznoszenia. Dziś widzimy, że 35 s lotu z napędem wydaje się minimum. Wiemy, że opór rośnie wraz z kwadratem prędkości. Wznoszenie pionowe (prostopadłe) to technika eliminująca poślizg boczny, w wyniku czego cała przebyta odległość jest przeliczana na wysokość. Istotny element stanowi zmienny skok łopatek śmigła, który pozwala lepiej i płynniej wykorzystać energię zgromadzoną w wiązce gumy. Pionowe wznoszenie przy małej prędkości będzie bardzo trudne, szczególnie przy silnym wietrze, kiedy model nie może przejść do lotu grzbietowego. Doświadczenie pokazuje, że bardzo stroma wspinaczka jest możliwa przez ponad 15 s. Konfiguracja modelu będzie zależała od sposobu jego wyrzutu, a także tego, czy używamy opóźnienia włączenia napędu i przedstawienia kąta natarcia skrzydła. Model musi być w stanie szybko zareagować na podmuch wiatru czy pojawienie się termiki, a zmiana kąta natarcia sprawdziła się podczas tego powolnego wznoszenia jako sposób na poprawę właściwości





**Ryc. 5. Wieżyczka kadłuba, w której umieszcza się mechanizmy zegarowe włączające funkcje zmiany kąta natarcia skrzydeł, skręcenia statecznika pionowego, opóźnienia obrotu śmigła oraz determalizatora**

Fot. J. Cihak

lotu. Znani zawodnicy – jak Andriukov, Stefanchuk – latają na wiązce gumowej składającej się z 26 i 24 nitek, czyli na słabszym silniku. Dzieje się tak, ponieważ staramy się utrzymać możliwie stałą prędkość wznoszenia, jednocześnie próbując unikać wibracji i wszelkiego rodzaju zmian prędkości. Jaki jest najlepszy możliwy sposób zapobiegania niedopasowaniu prędkości? W locie z napędem model powinien wznosić się pionowo tak długo, jak to możliwe. Zależy to również od tego, pod jakim kątem model zostanie wyrzucony. Jeśli spojrzymy na zdjęcia topowych modelarzy, przekonamy się, że kąt wyrzutu wynosi 70–90°, jednak brak doświadczenia i niewystarczające przeszkolenie mogą zniweczyć korzyści wynikające z optymalnego kąta wyrzutu. Rosyjski styl wyrzutu jest bardzo skuteczny, ale trzeba go trenować. Na lotnisku łatwo zauważyć różnice zarówno w startach modeli, jak i prędkościach lotu silnikowego.

## Wnioski

Regulacja modelu służy wyłącznie uzyskaniu pożądanego sposobu wznoszenia. Istnieje wiele metod regulacji i sekwencji czasowych, które można z powodzeniem zastosować. Główna różnica polega na tym, czy używany jest mechanizm przestawiania skrzydeł czy nie. W przypadku startów pionowych zaleca się pracę z mechanizmem, ponieważ pomaga to utrzymać model we właściwej pozycji podczas zmian kąta natarcia. Mechanizm przestawiania kąta natarcia skrzydeł jest mniej drastyczną metodą korekty lotu niż przestawianie statecznika poziomego. Upuszczenie modelu pod kątem mniejszym niż 70° podczas korzystania z mechanizmu przestawiania skrzydeł powoduje znaczną utratę wysokości. Większa rozpiętość skrzydeł zmniejsza opór indukowany, który ma dużo większe znaczenie niż opór płata. Ważne jest, aby zminimalizować zmiany prędkości postępowej i prędkości wznoszenia, co również zmniejszy opór. Mechanizm opóźnionego obrotu śmigła przyniesie pozytywne rezultaty tylko w przypadku intensywnego tre-



**Ryc. 6. Gotowe łopatki śmigła oraz stateczniki pionowe, wykonane z kompozytu węglowego**

Fot. J. Cihak



**Ryc. 7. Kontrola techniczna modeli F1B podczas zawodów**

Fot. J. Cihak

ningu, w przeciwnym razie wynik będzie rozczarowujący. Głównym problemem nie jest tu sama mechanizacja, lecz czynnik ludzki, który ma na to największy wpływ (ryc. 7). Małe usterzenie pionowe jest w stanie skompensować poślizg boczny przy wystarczającej długości kadłuba.

Założeniem tego artykułu jest motywowanie nowych zawodników do startowania w kategorii F1B i ułatwianie im wejścia do tej „królewskiej” kategorii, nazwanej od nazwiska fundatora pucharu przechodniego, lorda Wakefielda. Inny cel stojący za tekstem to zachęcanie doświadczonych zawodników do doskonalenia swoich modeli. Nie trzeba nikogo przekonywać, że modelarze z bloku wschodniego latają lepiej przy stosowaniu modeli wykonanych porównywalną technologią. Największa różnica polega na podejściu do latania i doświadczeniach, które można zebrać jedynie na lotnisku.

