



# AKADEMICKA KONFERENCJA LOTNICTWA

## KSIĄŻKA STRESZCZEŃ





# I Akademicka Konferencja Lotnictwa „Studenci (nie) Tylko o Lotnictwie”

## KSIĄŻKA STRESZCZEŃ

Praca zbiorowa pod redakcją

Martyny Jurkiewicz, Macieja Cholewińskiego



Oficina Wydawnicza Politechniki Wrocławskiej  
Wrocław 2022

## Kolegium redakcyjne

Martyna Jurkiewicz, Maciej Cholewiński

## Opracowanie redakcyjne i korekta

Stanisław Gancarz, Martyna Jurkiewicz

## Obsługa konta mailowego

Martyna Jurkiewicz, Bartłomiej Dziewoński

## Opieka nad stroną internetową

Krzysztof Kaliszuk

Wydano na podstawie dostarczonych materiałów

Publikacja elektroniczna dostępna na stronie  
Akademickiej Konferencji Lotnictwa „Studenci (nie) Tylko o Lotnictwie”  
<https://aklstol.pwr.edu.pl/>Wszelkie prawa zastrzeżone. Żadna część niniejszej książki, zarówno w całości,  
jak i we fragmentach, nie może być reprodukowana w sposób elektroniczny, fotograficzny  
i inny bez zgody wydawcy i właścicieli praw autorskich.

© Copyright by Oficyna Wydawnicza Politechniki Wrocławskiej, Wrocław 2022

OFICYNA WYDAWNICZA POLITECHNIKI WROCŁAWSKIEJ

Wybrzeże Wyspiańskiego 27, 50-370 Wrocław

<http://www.oficyna.pwr.edu.pl>, e-mail: [oficwyd@pwr.edu.pl](mailto:oficwyd@pwr.edu.pl)[zamawianie.ksiazek@pwr.edu.pl](mailto:zamawianie.ksiazek@pwr.edu.pl)

ISBN 978-83-7493-209-7

DOI: [https://doi.org/10.37190/AKL-STOL\\_2021](https://doi.org/10.37190/AKL-STOL_2021)



## OD ORGANIZATORÓW

I Akademia Konferencja Lotnictwa „Studenci (nie) Tylko o Lotnictwie” AKL – STOL, została utworzona by połączyć pasjonatów związanych z lotnictwem i kosmonautyką. Konferencja powstała by stworzyć miejsce Studentom i Studentką z całej Polski do podzielenia się wynikami swoich badań, poszukiwań oraz zainteresowań. Celem Konferencji jest integracja środowiska złożonego ze studentów, doktorantów, pracowników naukowych, badaczy oraz osób pracujących w przemyśle lotniczym.

Konferencja AKL – STOL powstała z inicjatywy Studentów Akademickiego Klubu Lotniczego Politechniki Wroclawskiej przy wsparciu Wydziału Mechaniczno-Energetycznego oraz Politechniki Wroclawskiej. Podczas I Akademickiej Konferencji Lotnictwa wystąpili zarówno studenci, doktoranci, jak i przedstawiciele przemysłu. W niniejszej *Księżce Streszczeń* znajdują się zebrane streszczenia wystąpień nadesłane przez uczestników Konferencji.

Akademiński Klub Lotniczy – Organizator Konferencji serdecznie dziękuje wszystkim uczestnikom, współorganizatorom oraz sponsorom! Mamy nadzieję na zaangażowanie i liczne uczestnictwo w kolejnych jej edycjach!

Zapraszamy do lektury!

Akademiński Klub Lotniczy

## O NAS

Akademiński Klub Lotniczy jest interdyscyplinarnym kołem naukowym działającym na Wydziale Mechaniczno-Energetycznym Politechniki Wroclawskiej od ponad 15 lat. Przy budowie bezzałogowych, autonomicznych statków powietrznych współpracują ze sobą mechanicy, aerodynamicy, elektrycy oraz programiści. Statki budowane przez AKL niejednokrotnie zdobywały miejsca na podium na najbardziej uznawanych w akademickim gronie zawodach, w których partycypują najzdolniejsi młodzi inżynierowie całego globu, takich jak SAE Aero Design, UAV Medical Rescue oraz Air Cargo Challenge. Poza projektowaniem i budową bezzałogowych statków powietrznych, co roku organizowane są Akademickie Mistrzostwa Polski na Celność Lądowania, podczas których młodzi akademicki piloci rywalizują, wykonując loty szybowcowe. Akademia Konferencja Lotnictwa, która planowana jest jako wydarzenie coroczne, jest pierwszym wydarzeniem naukowym powstałym z inicjatywy koła.



## Spis treści

Analiza systemów i konstrukcji rakiety R4 pod kątem misji w ramach Spaceport America Cup .....	7
Teoretyczne możliwości wytworzenia statków powietrznych przy pomocy technik mikroelektronicznych ....	9
Przyszłość napędu elektrycznego w lotnictwie .....	10
Ornitoptery – historia lotnictwa .....	11
Czy renesans samolotów bojowych o napędzie śmigłowym jest możliwy? .....	12
Wybrane rozwiązanie wykorzystywane w samolotach krótkiego startu i lądowania .....	14
Ocena możliwości wykonania statku powietrznego całkowicie napędzanego elektrycznie .....	16
All electric aircraft build assessment .....	16
Możliwości odzysku energii ciepła w warunkach stratosfery z perowskitowych modułów fotowoltaicznych z wykorzystaniem zjawisk termoelektrycznych na potrzeby bezzałogowych aerostatów stratosferycznych .....	18
Biopaliwa w lotnictwie – zastosowanie i możliwości rozwoju .....	19
Zasadność użycia koncepcji superelementu do obliczeń MES w lotnictwie .....	21
Wpływ kierunku krążenia szybowca na szybkość wznoszenia w trakcie centrowania komina termicznego ....	23





# Analiza systemów i konstrukcji rakiety R4 pod kątem misji w ramach Spaceport America Cup

## System and design analysis of R4 rocket with respect to Spaceport America Cup mission objectives

Marek Sawicki<sup>1,2</sup>, Konrad Zaprucki<sup>1</sup>, Przemysław Krukowski<sup>1</sup>, Jakub Lubański<sup>1</sup>, Paweł Nowicki<sup>1</sup>,  
 Maria Kanczewska<sup>1</sup>, Michał Kowalski<sup>1</sup>, Liliya Sizhuk<sup>1</sup>, Jan Zmysłowski<sup>1</sup>, Filip Kulisiewicz<sup>1</sup>,  
 Izabella Cwojdzńska<sup>1</sup>, Jakub Zatoń<sup>1</sup>, Jakub Perliński<sup>1</sup>, Tomasz Hajduga<sup>1</sup>, Sebastian Król<sup>1</sup>,  
 Paweł Wiatrzyk<sup>1</sup>, Konrad Kubacki<sup>1</sup>, Jakub Maszkowski<sup>1</sup>

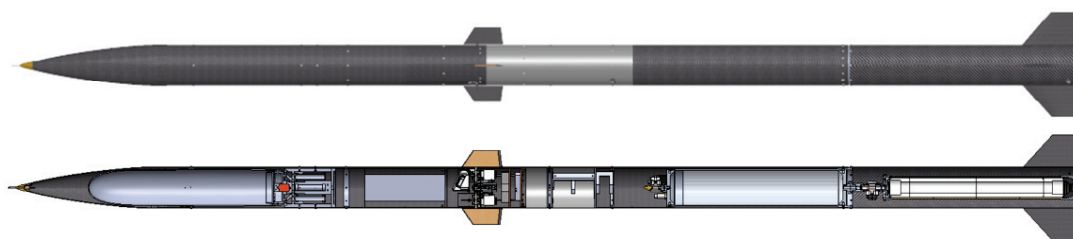
<sup>1</sup> Politechnika Wroclawska, Wydział Mechaniczny

<sup>2</sup> Politechnika Wroclawska, Wydział Mechaniczny, Katedra Konstrukcji Badań Maszyn i Pojazdów

Adres do korespondencji: [sawicki.marek@pwr.edu.pl](mailto:sawicki.marek@pwr.edu.pl)

Założeniem misji według założeń studenckiego konkursu Spaceport America Cup dla klasy Hybrid&Liquid 10k SRAD jest osiągnięcie przez raketę zadanego pułapu 10 tysięcy stóp (3048 m) przez raketę posiadającą na pokładzie ładunek użyteczny o masie nie mniejszej niż 4 kg z wykorzystaniem samodzielnie opracowanego napędu raketowego na paliwo ciekłe bądź hybrydowego [1, 2].

W pracy przedstawiono analizę poszczególnych systemów oraz analizę wybranych elementów konstrukcji studenckiej rakiety eksperymentalnej zaprojektowanej i zbudowanej w ramach projektu PoliWRocket w Kole Naukowym PWr In Space (rys. 1).



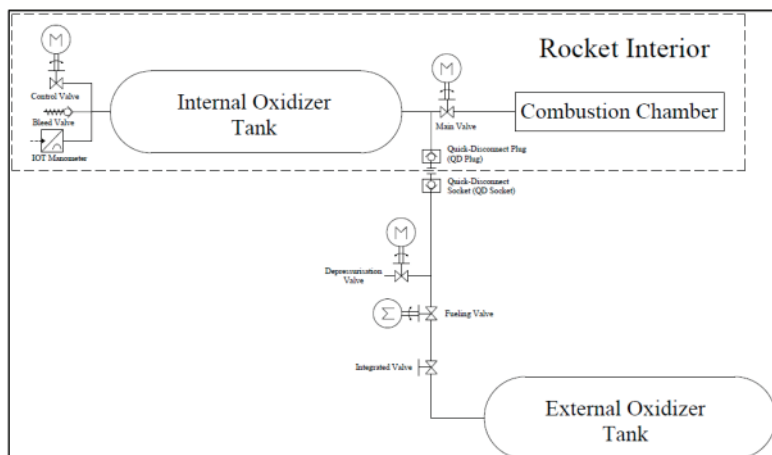
Rys. 1. Góra: widok rakiety R4 Lynx, dół: przekrój rakiety

Osiągnięcie powyższych założeń misji wymaga spełnienia szeregu dodatkowych wymogów technicznych wynikających m.in. z zachowania bezpieczeństwa [3, 4]. Systemy rakiety pod względem ich funkcjonalności oraz konstrukcji były opracowywane pod kątem minimalizacji wagi, zgodności z założeniami zawodów, niezawodnością oraz ceną. Omówiono w pracy w sposób szczegółowy następujące zagadnienia: system zdalnego tankowania na ziemi, problemy rozwoju i konstrukcji silnika hybrydowego H110, wykorzystanie systemu aktywnego stabilizowania trajektorii lotu, systemu komunikacji bezprzewodowej oraz sterowania raketą oraz system odzysku składający się z aktuatorów pneumatycznych oraz dwustopniowego systemu spadochronowego.

Wykonanie procedury napełniania pod zbiornika utleniacza z wykorzystaniem zewnętrznej butli wyposażonej w syfon oraz poduszki gazowej wymaga operowania w sposób zdalny czterema zaworami oraz trzema aktuatorami odpowiedzialnymi za odłączenie przewodu zasilającego od rakiety przed startem. W trakcie napełniania kontrolowana jest waga butli zewnętrznej oraz waga całej rakiety. Przesyłane zdalnie informacje pozwalają oszczędzać masę zatankowanego utleniacza. W przypadku silnika hybrydowego opracowanego przez zespół paliwo stanowi odpowiednio przygotowany wkład polimerowy, który jest całkowicie bezpieczny. Użyty w napędzie utleniacz, podtlenek azotu, jest substancją, w zakresie ciśnień i temperatur rozpatrywanych w trakcie operowania raketą, w stanie ciekłym lub gazowym pod ciśnieniem do 60 atmosfer.

Kolejnym omawianym w pracy systemem jest system napędowy oraz problemy konstrukcyjne wynikające z skręcanej konstrukcji butli, konstrukcji dyszy w komorze silnika, właściwemu doborowi geometrii wkładu

paliwowego oraz problemami z uszczelnieniem komory silnika w trakcie pracy [5]. Przedstawiony na rys. 2 schemat w sposób uproszczony przedstawia wzajemny układ elementów silnika.



Rys. 2. Schemat hydrauliczny układu napędowego oraz układu tankowania utleniacza

Wykorzystanie aktywnej stabilizacji lotu rakiety pozwala na osiągnięcie powtarzalnej trajektorii w trakcie lotu wznoszącego, jednak wymaga ono dodatkowych elementów aerodynamicznych oraz zwiększa masę układu. Ponadto zaawansowane algorytmy zapobiegające przypadkowym przesterowaniom aktywnych powierzchni aerodynamicznych muszą zostać zaimplementowane. W przypadku systemu elektronicznego odpowiedzialnego za sterowanie rakieta oraz komunikację bezprzewodową przedstawiono analizę funkcji realizowanych przez ten system, aktualny stan opracowanych rozwiązań oraz konstrukcję. Dwustopniowy system odzysku aktywowany aktuatorami pneumatycznymi wykorzystującymi popularne w strzelectwie naboje CO<sub>2</sub> jest rozwijany przez zespół od kilku lat, pozwalając na wysoki poziom niezawodności urządzeń. Drugim elementem systemu odzysku są spadochrony, które zajmują znaczną przestrzeń we wnętrzu rakiety, dodatkowo muszą być usytuowane w odpowiednim miejscu względem stożka aerodynamicznego. Prowadzi to do wielu problemów konstrukcyjnych, które zostały omówione szerzej w pracy.

Wszystkie projektowane systemy mechaniczne, na tyle na ile pozwalały zasoby oraz możliwość właściwego zdefiniowania obciążeń, były symulowane numerycznie z wykorzystaniem metody elementów skończonych. Na etapie projektowania systemu przeprowadzono analizę DFMEA oraz na etapie testowania FMEA. Ponadto na potrzeby procedury startowej przygotowano dla każdego z systemów osobne Check Listy pozwalające na uporządkowaną realizację czynności przedstartowych.

Na podstawie powyższej pracy można stwierdzić, iż przedstawiona rakieta zawiera znaczną liczbę autorskich rozwiązań opracowanych przez zespół poddanych krytycznej ocenie z wykorzystaniem narzędzi pozwalających na ewaluację przyjętych rozwiązań.

## Literatura

- [1] SAC/IREC, Intercollegiate Rocket Engineering Competition Rules & Requirements Document 2021. <https://www.soundingrocket.org/sa-cup-documents--forms.html>
- [2] SAC/IREC. SDL Payload Challenge Rules and Information The 2021. <https://www.soundingrocket.org/sa-cup-documents--forms.html>
- [3] SAC/IREC. Design, Test, & Evaluation Guide 11/20/2019 2019. [https://www.soundingrocket.org/uploads/9/0/6/4/9064598/sa\\_cup\\_irec-design\\_test\\_evaluation\\_guide-v1.0-2021.pdf](https://www.soundingrocket.org/uploads/9/0/6/4/9064598/sa_cup_irec-design_test_evaluation_guide-v1.0-2021.pdf)
- [4] SAC/IREC. Spaceport America Cup Range Standard Operating Procedures 2019. <https://spaceportamericacup.com/portfolio-item/2019-spaceport-america-cup/#tab-id-3>
- [5] De Luca L.T., Shimada T., Sinditskii V.P., Calabro M., *Chemical Rocket Propulsion: A Comprehensive Survey of Energetic Materials*. Springer International Publishing, 2016.

# **Teoretyczne możliwości wytworzenia statków powietrznych przy pomocy technik mikroelektronicznych**

## **Theoretical possibilities of aircraft production using microelectronic techniques**

Jakub Pyra

Politechnika Wrocławska, Wydział Mechaniczny

Adres do korespondencji:

Zestaw metodologii i technik mikroobróbki pozwalających na wytworzenie mikrosystemów, oparty o znane wcześniej technologie mikroelektroniczne, który pojawił się w końcu lat osiemdziesiątych XX wieku, a jego szczególnie intensywny rozwój przypada na czasy współczesne, pozwala na wytworzenie mikroakuatorów, sensorów czy urządzeń do pobierania energii z otoczenia. Istotną cechą urządzeń wytwarzanych w ten sposób jest możliwość ich bezpośredniej integracji oraz fabrykacji wraz z mikroelektroniką i obwodami pozwalającymi na kontrolowanie ich działania, zasilanie oraz przetwarzanie danych w czasie rzeczywistym. Z racji ciągłego rozwoju tej dyscypliny zwanej MEMS (Microelectromechanical Systems) istnieje w tym zakresie duże pole do nowych odkryć, takich jak na przykład produkcja mikrorobotów w skali mikro- oraz nanometrycznej. Niniejszy referat obejmuje w swym zakresie rozważania na temat teoretycznych możliwości oraz ograniczeń przy próbie fabrykacji statków powietrznych skalowanych do rozmiarów mikronowych. W rozważaniach posłużono się kształtem płatowca zbliżonym do klasycznego quadcoptera, szeroko stosowanego obecnie w makroświecie. Sprawdzone zostały zarówno kwestie materiałowe w zakresie wykorzystania krzemu krystalicznego jako materiału konstrukcyjnego (jego duża wytrzymałość), ograniczenia energetyczne (brak możliwości stosowania zasilania bateryjnego) i kompatybilność elektromagnetyczna wytworzonego urządzenia. Zasadniczą restrykcją jaką mogą nakładać na taki projekt reguły fizyki są bardzo duże wartości liczby Knudsena dla przepływu gazów przez długości charakterystyczne o rozmiarach  $<100 \mu\text{m}$ . Zaproponowano technikę fabrykacji mikroturbin wystarczających do takiego projektu, opartą o technikę trawienia struktury półfabrykatu Poly MUMPS, pozwalającą na uzyskanie kształtów zbliżonych do profili lotniczych w mikro skali przy obróbce 2.5D. Udowodniono, iż uzyskanie unoszenia urządzenia jest teoretycznie wykonalne oraz zaproponowano inne zjawiska, które również mogą pozwolić na jego uzyskanie.

# Przyszłość napędu elektrycznego w lotnictwie

## Future of electric drivers in aviation

Bartłomiej Guzik

Adres do korespondencji: *bartlomiej.guzik2@gmail.com*

Do akcji wypychania samolotu z bramki na miejscu postojowym lotniska, jest potrzebny cały zespół ludzi i maszyn, pewna firma WheelTug pomyślała, że „push-back” można znacznie uprościć i przyspieszyć wykorzystując do tego silnik elektryczny umieszczony w kole podwozia przedniego. Urządzenie to jest w stanie znacząco uprościć czynność chociażby w aspektach:

- wykorzystania personelu,
- sprzętu naziemnego,
- zakresu bezpieczeństwa,
- procedur.

Silniki elektryczne są proste w budowie, niezwykle sprawne oraz ciche i mają świetne charakterystyki mocowe, a dodatkowo nie emitują CO<sub>2</sub> do atmosfery, dlaczego więc nie wykorzystać ich w technice lotniczej? Można jak najbardziej, jednak nie jest to aż tak proste jakby się mogło wydawać. Musimy się niestety zderzyć z ograniczeniami, jakie wynikają z wykorzystania tego typu napędu na statku powietrznym. Jedną z największych trudności jest sposób magazynowania energii elektrycznej, aby ją później wykorzystać, ponieważ gdzie waga w zastosowaniu do napędu samochodu nie ma tak niezwykle dużego znaczenia, tak niestety w lotnictwie ma to niebagatelne znaczenie. Obecnie wykorzystuje się akumulatory litowo-jonowe lub też litowo-polimerowe. Obydwie te formy magazynowania energii niestety sporo ważą, jeżeli chcemy zgromadzić znaczne ilości, aby wystarczyło na lot. Kolejną sprawą powiązaną z akumulatorami jest czas ich ładowania, gdzie nierzadko aby wykonać lot na maksymalnym zasięgu, należy ładować samolot od jednej do nawet kilku godzin, gdzie tankowanie konwencjonalnego samolotu trwa ułamek tego, co wymieniono. Do innych problemów można również zaliczyć przygotowanie nowej infrastruktury oraz procedur. Jednak wszystko idzie do przodu, również technika lotnicza się nie poddaje. Jest wiele projektów mających na celu wykorzystanie napędu elektrycznego w tej dziedzinie, zapewne jednym z największych może być projekt samolotu pasażerskiego E-Fan firmy Airbus.

## Literatura

[1] <https://pl.wikipedia.org/>

[1] <https://wheeltug.com>

[3] <https://www.airbus.com/>

# Ornitoptery – historia lotnictwa

## Ornithopters – history of aviation

Martyna Jurkiewicz

Politechnika Wrocławska, Wydział Mechaniczno-Energetyczny

Adres do korespondencji: 247188@student.pwr.edu.pl

Ludzkość od wieków wpatrując się w niebo, marzyła o wzbiciu się w powietrze. Początków lotnictwa można upartywiać poł wieku przed naszą erą w Chinach, gdzie powstawały pierwsze latawce. Służyły one rozrywce, były także elementem sztuki wojennej, mającej na celu przestraszenie przeciwnika. Konstrukcje te występowały w przeróżnych kształtach, od prostych, po skomplikowane, przypominające zakorzenione w tradycji chińskiej smoki. Jednakże konstrukcje te nie umożliwiały ludziom wzniesienia się w powietrze, a marzenie o lataniu pozostawało silne. Jego realizacji upatrywano w ptakach, w sposobie w jaki wzbijają się i pozostają one w powietrzu. Obserwując prace skrzydeł ptaków, uznano, że ich ruch jest jedynym sposobem na wzbicie się człowieka w powietrze. Dlatego konstrukcje, które mogłyby umożliwić człowiekowi lot, miały upodabniać skrzydła i naśladować technikę ptasiego lotu.

Wizje lotów szerzyły się wśród ludzi, dzięki wcieleniu wyobrażeń o ornitopterach do literatury – mit o Dedalu i Ikarze, co z kolei rozpowszechniło motyw skrzydlatych lotów w sferze artystycznej (m.in. upadek Ikara przedstawiony przez Pietera Bruegela, Petera Paula Rubensa). Prób opracowania i skonstruowania ornitoptera, który umożliwiłby człowiekowi lot podejmowało się wielu konstruktorów.

Historia lotnictwa, nawet zawężona do zakresu obejmującego konstrukcje naśladowujące lot ptaka jest złożona i składa się na nią wiele wydarzeń, zachodzących w tych samych okresach czasu, niezależnie od siebie, na terenie sąsiadujących, bądź oddalonych od siebie państw. W przypadku najodleglejszych prac nad rozwojem lotnictwa, określenie pionierów jest skomplikowane, z uwagi na braki w dokumentacji badań, bądź nieprowadzenie przez konstruktorów dzienników.

Znanym nam z historii prekursorem tych wynalazków był Leonardo da Vinci, które pierwsze rysunki przedstawiające m.in. projekt latającej maszyny wykonał w latach 1489–92, notatki te zostały później zebrane i zestawione w Kodeksie Atlantyckim przez Pompea Leoni.

Nieoceniony wkład w rozwój lotnictwa, poprzez projekty i próby budowy tychże konstrukcji wniósł niemiecki konstruktor Otto Lilienthal, który swe dokumentował i publikował efekty swojej pracy. W jego twórczości zawiera się m.in. książka „Lot ptaka jako podstawa sztuki latania”, będąca wśród najważniejszych publikacji dotyczących techniki latania XIX w.

Ornitoptery to konstrukcje poruszające się dzięki ruchowi skrzydeł, napęd jest więc stosowany do poruszania nimi. Wyróżnić można konstrukcje w których skrzydła są napędzane silnikami elektrycznymi, oraz te napędzane siłą ludzkich mięśni – tzw. mięśnioloty, np. Daedalus, Gossamer Albatross. Jednakże konstrukcje mogące transportować pasażera nie są jedynym przykładem. Naśladowanie ptasich ruchów doprowadziło do skonstruowania zdalnie sterowanych jednostek przypominających rzeczywiste ptaki (np. Cybird). Urządzenia te najczęściej służą przyrodnikom do pracy z dzikimi gatunkami, które np. muszą zostać złapane i zbadane. Odnajdują również zastosowanie przy przeganianiu ptactwa z obszarów w których są one niepożądane.

## Literatura

[1] <https://en.wikipedia.org/wiki/Ornithopter>

[2] <https://allthingskites.com/history-of-kites/>

[3] [http://ornithopter.net/history\\_e.html](http://ornithopter.net/history_e.html)

[4] <https://www.nasa.gov/centers/dryden/multimedia/imagegallery/Albatross/ECN-12665.html>

[5] [https://www.youtube.com/watch?v=CoD\\_eS3nu0s&t=55s](https://www.youtube.com/watch?v=CoD_eS3nu0s&t=55s)

## Czy renesans samolotów bojowych o napędzie śmigłowym jest możliwy?

### Is it possible to restore propeller – driven combat aircrafts for modern warfares?

Krzysztof Kus

Politechnika Wroclawska, Wydział Mechaniczno-Energetyczny

Adres do korespondencji: 247168@student.pwr.edu.pl

Od momentu zakończenia II Wojny Światowej, wyraźnie wzrósł odsetek konfrontacji zbrojnych klasyfikowanych jako asymetryczne. Stanowią one, w dużym uproszczeniu, kampanie wojskowe, w których jedna ze stron dysponuje znaczną przewagą w technologii i wyszkoleniu. Za przykład posłużyć może np. operacja *Enduring Freedom*, będąca odpowiedzią sił Sojuszu Północno-Atlantyckiego na ataki terrorystyczne z 11.09.2001 r., której głównym teatrem działań, na wiele lat, stał się Afganistan.

Dzięki intensywnemu wsparciu z powietrza, wyszkoleniu i ogólnej przewadze technologicznej, siłom Koalicji i stojącego w opozycji do Talibów afgańskiego Sojuszu Północnego, w ciągu zaledwie miesiąca, udało się opanować stolicę kraju – Kabul, a następnie rozszerzyć uzyskane panowanie na wszystkie znaczące aglomeracje miejskie, zmuszając siły Talibanu do rozpoczęcia wojny partyzanckiej. Wkrótce potem rozpoczęła się, trwająca niemal 20 lat, misja stabilizacyjna, w której to udział wzięły znaczące siły NATO, ponosząc przy tym wysokie koszty związane z utrzymaniem pokoju. Wydatki samych Stanów Zjednoczonych, poniesione na stabilizację sytuacji w regionie, szacowane są na około 2,3 bilarda USD [1]. Znaczna część tej sumy została przeznaczona na zadania wykonywane przez koalicyjne lotnictwo, obejmujące m.in. dozór przestrzeni powietrznej, transport wojsk i ładunku, misje typu MEDEVAC (ang. *Medical Evacuation*) oraz CAS (ang. *Close Air Support*).

Roczny budżet USAF (Sił Lotniczych Stanów Zjednoczonych) w latach 2007-2021 wynosił się w granicach 150–200 mld USD [2]. Koszty godzinnej obecności w powietrzu wybranych samolotów USAF wg danych z 2016 r. wahają się w zakresie 33tys. USD w przypadku F-22A, przez 21tys. USD podczas eksploatacji F-15E, po 8 tys. USD dla F-16C[3]. Relatywnie niższe są wydatki godzinowe (ok. 6tys. USD[3]) związane z przebywaniem w powietrzu A-10C – samolotu szturmowego przeznaczonego do zwalczania opancerzonych celów naziemnych.

Mając na uwadze przywołane wyżej koszty, należy zastanowić się, czy samoloty eksploatowane w rejonie Bliskiego Wschodu faktycznie operowały w warunkach, do których zostały stworzone oraz czy wybrano je w oparciu o optymalizację kosztów niezbędnych do poniesienia w celu zrealizowania zadań bojowych. Biorąc pod uwagę fakt, że podczas konfliktu w Afganistanie samoloty wojskowe były wykorzystywane głównie do toczenia długotrwałego konfliktu w trudnym, piaszczysto-górzystym terenie, przeciwko ukrywającemu się oponentowi niedysponującemu własnym lotnictwem, wyposażonemu jedynie w szczątkowe środki obrony przeciwlotniczej (ręczne wyrzutnie rakiet, karabiny maszynowe) – odpowiedź powinna być negatywna.

Całą powyższą sytuację można więc w pewnym zakresie opisać jako bardzo kosztowne przeszacowanie sił względem możliwości przeciwnika. W związku z tym należy także zadać sobie pytanie o możliwość realizacji tych samych misji za pomocą samolotów tańszych, również będących w stanie zapewnić skuteczne wsparcie ogniowe siłom naziemnym oraz samodzielnie patrolować i – w razie konieczności – zwalczać siły lądowe przeciwnika. Jakże przy tym statki powietrzne mogłyby stanowić alternatywę dla przywołanych wcześniej maszyn?

Stanowiąc je mogą np. samoloty typu COIN (ang. *COUNTER-INSURGENCY*), czyli aerodynamiki przeznaczone do operowania w warunkach całkowitego panowania w powietrzu, zwykle napędzane za pomocą silnika turbośmigłowego, czasami wyposażone w stałe podwozie. Za przykład takich maszyn uznać można np. Embraera EMB-314 Super Tucano czy też Beechcraft AT-6 Wolverine. Obie konstrukcje zaprojektowano jako lekkie, dwumiejscowe samoloty szturmowe mogące przenosić bogaty arsenał uzbrojenia: karabiny maszynowe, rakietki niekierowane oraz szeroką gamę bomb i pocisków kierowanych. Ich znakiem rozpoznawczym stała się także dość bogata awionika przeznaczona do wykrywania celów naziemnych, obsługiwana przez drugiego członka załogi.

Niezwykle interesującą rodziną samolotów przeciwpartyzanckich, przede wszystkim ze względów finansowych, stały się w ostatnich czasach aerodynamiki będące umiejętnie zmodyfikowanymi samolotami rolniczymi. Korzenie tej koncepcji sięgają wojny w Wietnamie, gdzie z odpowiednio przystosowanych płatowców

i śmigłowców (m.in. C-130, OV-10, UH-1) dokonywano obfitych oprysków dżungli defoliantami, tak aby pozbać partyzantów naturalnej kryjówki. Począwszy od lat 80., możliwości zastosowania maszyn agrolotniczych w misjach zwiadowczych i szturmowych testował także Amerykański Departament Stanu – zmodyfikowane i uzbrojone samoloty Rockwell Thru Command analizowano pod kątem możliwości zwalczania z ich pomocą pól narkotykowych w Ameryce Południowej oraz służby patrolowej na granicy USA–Meksyk. W obu przypadkach zostały one ocenione bardzo pozytywnie [4].

Po potwierdzeniu „naturalnej” predestynacji wielu samolotów rolniczych do wykonywania misji COIN, związanej m.in. ze zdolnością do krótkiego startu z lotnisk gruntowych, wytrzymałością i prostotą konstrukcji, dużą masą użyteczną, małym kosztem operacyjnym, powstały samoloty takie jak AT-802i – wykorzystany m.in. przeciwko bojownikom tzw. Państwa Islamskiego [4].

Wymienione płatowce napędzane są za pomocą silników turbośmigłowych, a więc jednostek napędowych sprawdzających się korzystniej w przelotach na niewielkich wysokościach w porównaniu do jedno- lub dwuprzepływowych silników odrzutowych (m.in. z racji mniejszego jednostkowego zużycia paliwa – składowej kosztów eksploatacyjnych – we wspomnianych warunkach przelotowych). Włączając w to mniejsze gabaryty, prostszą konstrukcję oraz wciąż dużą przydatność bojową, nie dziwi fakt, iż godzinowy koszt operacyjny omawianych samolotów jest wielokrotnie niższy w stosunku do tych wymienionych na rys. 1 – w przypadku Beechcrafta AT-6B wynosi on około 1000 USD [5].

Mając na uwadze niski koszt operacyjny oraz szerokie możliwości bojowe i zwiadowcze lekkich samolotów szturmowych, spodziewać się można, iż w najbliższych latach czekać nas może wzrost zainteresowania ich wykorzystaniem. Dzięki niskim kosztom zakupu i eksploatacji, a także niewielkim wymaganiom technicznym w stosunku do myśliwców czwartej i piątej generacji, mogą stać się one niezwykle popularne w wojskach państw rozwijających się, w których mogą zostać użyte w zwalczaniu handlu narkotykami, czy też lokalnych bojówek (m.in. w Ameryce Południowej, Afryce).

Nie należy przy tym zakładać, że ich popularność ograniczy się jedynie do państw, których nie stać na zakup nowoczesnych myśliwców. Amerykańskie Dowództwo Operacji Specjalnych, doceniając potencjał samolotów COIN, w lutym zeszłego roku ogłosiło przetarg na zakup 75 samolotów „do zadań typu CAS, precyzyjnych ataków na cele naziemne, wywiadowczych oraz obserwacyjnych w trudnym środowisku” [6]. Można zatem uznać, iż w niedalekiej przyszłości również lotnictwo państw rozwiniętych wzbogaci się o liczną grupę samolotów przeciwpartyzanckich, potwierdzając tym samym pewnego rodzaju renesans bojowych załogowych samolotów o napędzie śmigłowym na polach bitew, na których to będą mogły one wnieść swój znaczący wkład w powodzenie misji stabilizacyjnych, wspierając także operacje specjalne na całym świecie – m.in. dzięki swojej zdolności do startu z przygodnych lotnisk.

## Literatura

[1] <https://eu.usatoday.com>

[2] <https://www.statista.com>

[3] <https://www.forbes.com>

[4] Marcin Strembski, *Rolnicze Samoloty Pola Walki*, – magazyn Lotnictwo 7/2020.

[5] *Cost, capability, and the hunt for a lightweight ground attack aircraft* – Steven J. Tittle, Fort Leavenworth 2009 r.

[6] <https://www.airforcemag.com>

# Wybrane rozwiązanie wykorzystywane w samolotach krótkiego startu i lądowania

## Selected technical issues of short takeoff and landing planes

Maciej Cholewiński

Katedra Technologii Energetycznych, Turbin i Modelowania Procesów Ciepłno-Przepływowych,  
Politechnika Wroclawska

Adres do korespondencji: [maciej.cholewinski@pwr.edu.pl](mailto:maciej.cholewinski@pwr.edu.pl)

Postępujący rozwój lotnictwa ogólnego, wojskowego i rozkładowego oraz systematycznie rozszerzający się zakres usług świadczonych przez statki powietrzne zmuszają projektantów do opracowywania i wdrażania w ich obrębie szeregu skutecznych rozwiązań technicznych pozwalających na skracanie długości drogi rozbiegu i dobiegu oraz uzyskiwanie wysokich prędkości wznoszenia w początkowej i końcowej fazie lotu (w stosunku do analogicznych statków ich pozbawionych). Są one podstawą niemal każdego współczesnego samolotu:

- podczas operowania z przygodnych, często nieutwardzonych, lub relatywnie krótkich pasów startowych i lądowisk (wliczając w to tereny zaśnieżone oraz akweny wodne), zlokalizowanych najczęściej na terenach wyspiarskich, gęsto zaludnionych (STOLporty) lub otoczonych licznymi przeszkodami (niezbędnymi do ominięcia podczas podchodzenia do lądowania lub też wznoszenia się po starcie),
- podczas kompensowania negatywnego wpływu niekorzystnych warunków atmosferycznych panujących na lotnisku lub też zwiększonej masy startowej statku powietrznego na długość drogi startu lub lądowania,
- podczas realizacji specjalistycznych, niekonwencjonalnych akcji lotniczych (m.in. ewakuacja medyczna, misje ratunkowe i zaopatrzeniowe na obszarach pozbawionych dróg lądowych, operacje z lotniskowców).

Możliwość uzyskiwania krótkiego startu i lądowania dała także podstawy do uruchomienia szeregu lotów czarterowych lub transportowych w niedostępne do tej pory (z racji braku możliwości operowania na nich samolotami CTOL – ang. *Conventional Take Off and Landing*) miejsca na Ziemi, na regularną eksplorację (rekreacyjną, naukową, militarną) terenów pozbawionych regularnych lotnisk, organizację atrakcyjnych lotów wycieczkowych, budowę nowych siatek połączeń „komuterskich” (jak m.in. w Norwegii, a dawniej także w USA) oraz ogólne zwiększenie bezpieczeństwa eksploatacji statków powietrznych, m.in. dzięki rozszerzeniu zakresu warunków atmosferycznych pozwalających na bezpieczną eksploatację statków powietrznych.

Coraz większa powszechność samolotów posiadających możliwości „krótkiego” startu i lądowania, uzyskiwanej głównie dzięki stosowaniu wspomnianych zabiegów technologicznych, doprowadziła do „powołania” dedykowanej im grupy pojazdów, utożsamianej najczęściej z angielskojęzycznym akronimem STOL (ang. *Short Take-Off and Landing*). Zaliczane są do niej najczęściej statki powietrzne posiadające „zdolności do startu (od rozpoczęcia rozbiegu do uzyskania wysokości 15 m na ziemi) i lądowania (od wysokości 15 m nad ziemią do końca dobiegu) na odcinku nie dłuższym niż 450 m” (wg US Department of Defense) lub „stromego wznoszenia i zniżania” (wg US Federal Aviation Administration), a jednocześnie „nieposiadające możliwości pionowego startu i lądowania, ale funkcjonalne w perspektywie operowania z bardziej ograniczonych (otoczenie, warunki atmosferyczne, jakość nawierzchni) lądowisk” (wg McGraw-Hill Dictionary of Scientific & Technical Terms). Należy tutaj zwrócić uwagę na brak jednej powszechnie stosowanej definicji STOL, co sugeruje ciągłą ewolucję tej grupy statków powietrznych, także w ujęciu stosowanych klasyfikatorów (Columbia Encyclopedia za maksymalną długość startu i lądowania STOL uznaje 305 m).

Samoloty posiadające zdolności do krótkiego startu i lądowania projektuje się każdorazowo w oparciu o kombinację specjalnych zabiegów technologicznych – znanych co prawda z innych statków powietrznych, jednakże w relatywnie mniejszym stopniu w nich wykorzystywanych. Do wspomnianych rozwiązań, często wyróżniających je na tle rozwiązań CTOL, zalicza się (m.in. wg Chrisa Heintza z firmy Zenith Aircraft Company):

- zespół napędowy o odpowiednio dużym ciągu statycznym i odpowiednio dużym obciążeniu mocy (odpowiedni zapas mocy lub ciągu), często oparty o dostępne komercyjnie silniki tłokowe lub turbinowe, zabezpieczony przed ingerencją ze strony ciał obcych (odpowiednie położenie w obrębie płatowca),
- płaty o dużym wydłużeniu i cięciwie oraz małym obciążeniu powierzchni nośnej, o dużej wartości współczynnika siły nośnej podczas startu i lądowania (krótsze skrzydła), skrzydła ze specjalnymi końcówkami



- (np. Hornera), skrzydła i usterzenie o odpowiednim profilu (np. odwrócone profile w stateczniku poziomym), usterzenie płytowe,
- kształt samolotu pozwalający m.in. na odpowiednie ukierunkowanie przepływu powietrza (m.in. mające na celu zwiększenie skuteczności usterzenia ogonowego przy małych prędkościach). Konstrukcja z wykorzystaniem lekkich, ale wytrzymałych materiałów konstrukcyjnych (stopy aluminium; częściowa kompensacja mocy i masy silnika oraz masy paliwa), często w całości z metalu (półskorupowa lub samonośna). Kadłub najczęściej o przekroju kwadratowym (ergonomia i łatwość projektowania) z łatwo dostępnymi drzwiami, kabina gwarantująca bardzo dobrą widoczność pilotowi (górnopłaty, „szyberdach”) i odpowiednie warunki w jej wnętrzu,
  - urządzenia hipernośne o ograniczonej mechanizacji (mniejsza masa) – klapy, klapolotki (np. Junkersa), sloty i spojłery, urządzenia uszczelniające przepływy, turbulizatory na powierzchniach nośnych,
  - wytrzymałe, długie podwozie o dużym skoku (najczęściej 3-punktowe, z kółkiem ogonowym lub przednim), pozwalające na współpracę z dużymi kołami (ang. *tundra tyres*), pływakami czy też nartami,
  - skuteczne układy hamulcowe, przerywacze lub rewersory ciągu (głównie na drodze zmiany kąta nastawienia łopat śmigieł – większość samolotów STOL to samoloty śmigłowe),
  - systemy wspomagające start lub lądowanie (RATO – ang. *Rocket Assisted Take-Off*, CATOBAR – ang. *Catapult Assisted Take-Off But Arrested Recovery*, STOBAR – ang. *Short Take-Off But Arrested Recovery*),
  - odpowiednio wykwalifikowani piloci (umiejętność ślizgu na skrzydło, tzw. lądowania na 3 punkty, lotów w tzw. trudnych warunkach atmosferycznych lub lotniskowych),
  - relatywna prostota konstrukcji i standaryzacja elementów i ich połączeń (nity), pozwalające na prowadzenie napraw w terenie przygodnym oraz gwarantujące niskie koszty inwestycyjne.

Pozwalają one na zmniejszenie, przede wszystkim na czas startu i lądowania, wartości prędkości minimalnej (ryzyka przeciągnięcia) i prędkości oderwania oraz zwiększenia krytycznych kątów natarcia przy zadanej masie startowej, zapewniają małe opory podczas startu (a więc uzyskanie korzystnego stosunku masy samolotu do chwilowej mocy/ciągu zespołu napędowego), szybsze nabieranie bądź trwanie wysokości (omijanie przeszkód) i uzyskiwanie zadawalających parametrów przelotowych, związane są także ze zwiększeniem oporów aerodynamicznych podczas lądowania oraz krótszym czasem między przyziemieniem a zatrzymaniem samolotu.

Należy także pamiętać, iż posiadane zdolności STOL niejednokrotnie wykorzystywane są jedynie w sytuacjach, w których są one niezbędne do zapewnienia bezpiecznego lotu lub realizacji lotu w zadanych warunkach terenowych. Można więc postawić tezę, iż przede wszystkim zwiększają one zakres eksploatacyjny statku powietrznego, który jednak wyróżnia możliwość krótszego rozbiegu i dobiegu oraz szybszego wznoszenia się lub opadania w porównaniu do konwencjonalnych rozwiązań (CTOL), nie posiadając przy tym zdolności do lotów z pionowym startem lub lądowaniem (VTOL – ang. *Vertical Take-Off and Landing*). Podobnie sytuacja wygląda w przypadku samolotów VTOL, często realizujących – przy braku potrzeby aktywacji trybu VTOL – krótki, a nie pionowy, start lub lądowanie (stosuje się wtenczas akronim V/STOL – jak np. w przypadku F-35B).

Samoloty STOL stanowią najczęściej lekkie, małe maszyny wyposażone w napęd śmigłowy (z silnikami tłokowymi lub turbinowymi). Spotkać przy tym można także rozwiązania większe oraz wyposażone w napęd odrzutowy (m.in. wykorzystujący efekt Coandy An-72 czy też Kawasaki C-1).

Polscy projektanci samolotów STOL znani są głównie z działalności międzywojennej – RWD-6, pilotowany przez kpt. Franciszka Żwirko, a zaprojektowany przez zespół konstrukcyjny Stanisława Rogalskiego, Stanisława Wigury (mechanik podczas zawodów) i Jerzego Drzewieckiego, w 1932 roku zwyciężył w Międzynarodowych Zawodach Samolotów Turystycznych m.in. dzięki zastosowanym w nim rozwiązaniom pozwalającym na osiągnięcie prędkości minimalnej równej 57,6 km/h i prędkości wznoszenia na poziomie 5–6 m/s. Dziś uznaje się go za pierwszy polski samolot STOL, a w dniu 28 sierpnia, w rocznicę końca wspomnianych zmagania – zwyciężonych tryumfem polskiej myśli technicznej, w Polsce obchodzone jest Święto Lotnictwa Polskiego.

# Ocena możliwości wykonania statku powietrznego całkowicie napędzanego elektrycznie

## All electric aircraft build assessment

Jean-Marc Fąfara

Politechnika Wrocławska, Wydział Mechaniczno-Energetyczny,  
Katedra Inżynierii Konwersji Energii

Adres do korespondencji: [jean-marc.fafara@pwr.edu.pl](mailto:jean-marc.fafara@pwr.edu.pl)

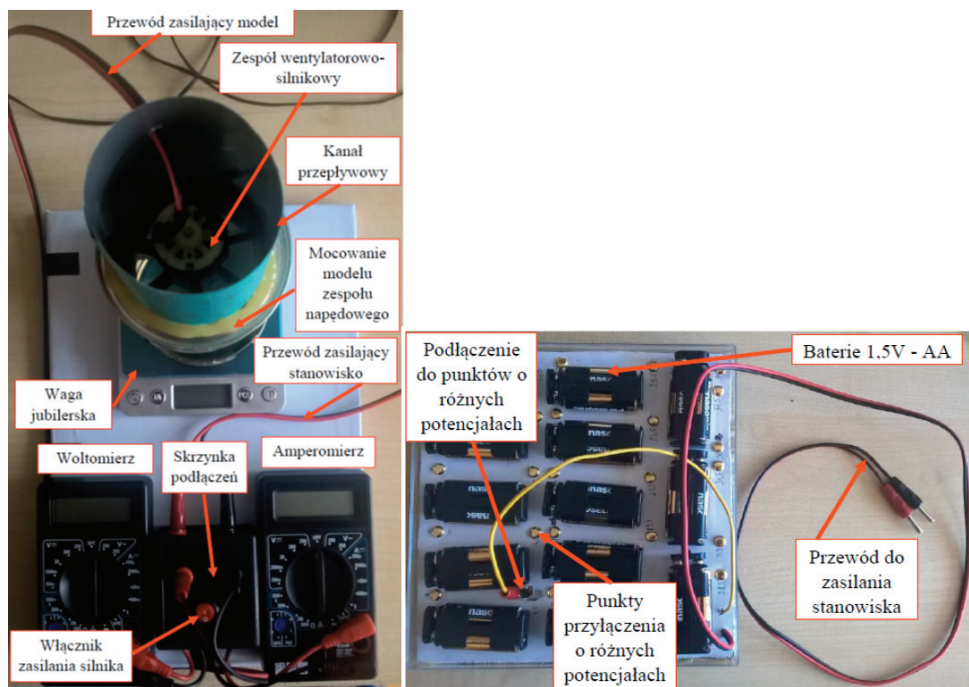
Można stwierdzić, że z upływem lat zrobiono wiele, aby wpływ lotnictwa na środowisko naturalne człowieka został ograniczony. Jednym z futurystycznych projektów było stworzenie prototypu samolotu napędzanego całkowicie elektrycznie (E-Fan firmy Airbus) [1]. Idąc tymi śladami, przeprowadzono analizę oraz projekt wstępny napędu elektrycznego wentylatorowego dla dwóch samolotów pasażerskich, który będzie można zamontować alternatywnie na już istniejące samoloty. Projekt koncepcyjny elektrycznego napędu odrzutowego został przeprowadzony dla samolotu pasażerskiego B787 Dreamliner z napędem odrzutowym GENx [2], oraz dla samolotu wielozadaniowego PZL 104 – Wilga-35, z napędem tłokowym PZL AI-14RA [3]. Na podstawie uzyskanych wyników została oceniona możliwość wykonania napędów elektrycznych do wybranych statków powietrznych. Na potrzeby analityczno-projektowe należało opracować model matematyczny elektrycznego zespołu napędowego. W celu potwierdzenia poprawności opracowanego modelu zostało przeprowadzone badanie modelu rzeczywistego zespołu napędowego na zbudowanej w tym celu hamowni.

Samolot o napędzie elektrycznym będzie wyposażony w elektryczny zespół napędowy. Niemniej zastosowanie napędu elektrycznego powoduje konieczność przebudowy innych układów pokładowych na zasilanie elektryczne, ponieważ nie będzie dostępu na pokładzie samolotu źródła energii hydraulicznej lub pneumatycznej. Zatem zespół napędowy oraz wszystkie układy samolotu będą zasilane energią elektryczną. Na potrzeby projektowe, jako źródło energii elektrycznej, wykorzystano ogniwa paliwowe, ponieważ charakteryzują się one stałą charakterystyką pracy, nie trzeba ich „ładować” oraz generują tylko ciepło i parę wodną. W wyniku innych źródeł i odbiorników energii w samolocie całkowicie elektrycznym, należy również przewidzieć zaprojektowanie innego typu sieci energetycznej, niż te spotykane w konwencjonalnych samolotach. Ostatecznie można stwierdzić że samolot napędzany całkowicie elektrycznie będzie się wyróżniał od samolotów o napędzie konwencjonalnym następującymi elementami [4]:

- zespołem napędowym elektrycznym,
- układami i systemami pokładowymi zasilanymi energią elektryczną,
- skutecznym zasilaniem elektrycznym oraz rozbudowaną siecią elektryczną.

Na podstawie przeprowadzonej analizy wymagań technicznych do zbudowania samolotu pasażerskiego o napędzie całkowicie elektrycznym można stwierdzić że aktualnie nie jest możliwe zbudowanie samolotu pasażerskiego np. B787 Dreamliner z napędem elektrycznym. Elementem ograniczającym możliwości zbudowania takiego napędu jest silnik elektryczny do napędu wentylatora. Współczesne silniki elektryczne o mocach liczonych w MW są stosunkowo ciężkie [4] i ich zastosowanie do napędu samolotów byłoby niemożliwe, a przynajmniej nieefektywne. Innym elementem, który ograniczałby opracowanie takiego samolotu pasażerskiego, jest źródło pokładowe energii elektrycznej. Niemniej, w projekcie wykazano hipotetycznie, że można by skonstruować elektryczny zespół napędowy turbowentylatorowy dla małego samolotu pasażerskiego, np. PLZ-104-Wilga-35. Dużą nadzieją na rozwój lotnictwa elektrycznego jest rozwój i optymalizacja współczesnych silników elektrycznych pod kątem masy i mocy. Elementem, który może ku temu się przyczynić jest rozwój wysokotemperaturowych materiałów nadprzewodzących. Silniki elektryczne zbudowane z takich materiałów byłyby lżejsze przy zachowaniu mocy. Badania i rozwój ogniwa paliwowych również jest elementem pożądanym dla rozwoju lotnictwa elektrycznego. Niestety na dzień dzisiejszy, technologia pozwala tylko na budowę małych samolotów o napędzie elektrycznym. Oznacza to że można by rozpocząć proces „przechodzenia” na lotnictwo elektryczne począwszy od małych jednostek latających, a wraz z rozwojem techniki i technologii do coraz to większych samolotów. Zatem całkowite przejście na lotnictwo elektryczne nie jest jeszcze możliwe, ale prawdopodobnie będzie wykonalne w przyszłości [4].

Na potrzeby analityczno-projektowe pojawiła się konieczność opracowania modelu matematycznego dla elektrycznego wentylatorowego zespołu napędowego. Taki model został opracowany w oparciu o zjawiska fizyczne opisane za pomocą narzędzi matematycznych. Aby przeprowadzić analizę możliwości skonstruowania samolotu całkowicie elektrycznego skorzystano z zbudowanego modelu matematycznego. Oznacza to że analiza jest wiarygodna gdy model matematyczny jest poprawny. Zatem należało sprawdzić poprawność zbudowanego modelu. W tym celu zbudowano model rzeczywisty napędu wentylatorowego oraz specjalnie do niego przystosowaną hamownię. Na tak uzyskanym stanowisku przeprowadzono badania, które pozwoliły na prawdopodobne potwierdzenie poprawności modelu matematycznego. Pomimo satysfakcjonujących wyników badań, należałoby przeprowadzić analogiczne badania, na modelu którego elementy posiadałyby dokładne charakterystyki pracy. Badania pozwoliły również na zwrócenie uwagi na fakt prawidłowego doboru elementów zespołu napędowego pod względem ich wzajemnej współpracy. Bardzo ważne jest aby ta współpraca odbywała się na zakresie ich maksymalnych sprawności. Rysunek 1 przedstawia omówione stanowisko badawcze [5].



Rys. 1. Fotografia hamowni, zasilania elektrycznego oraz zredukowanego modelu elektrycznego napędu wentylatorowego [5]

## Literatura

- [1] [https://fr.wikipedia.org/wiki/Airbus\\_E-Fan](https://fr.wikipedia.org/wiki/Airbus_E-Fan)
- [2] [https://fr.wikipedia.org/wiki/Boeing\\_787](https://fr.wikipedia.org/wiki/Boeing_787)
- [3] [https://fr.wikipedia.org/wiki/PZL-104\\_Wilga](https://fr.wikipedia.org/wiki/PZL-104_Wilga)
- [4] Fąfara, J.-M. (2020), *Drive unit characteristics of a completely electrical passengers aircraft*, Power Electronics and Drives, 5 (40), 59–71; <https://doi.org/10.2478/pead-2020-0004>
- [5] Fąfara J.-M. (2019), *Modelowanie opływu elektrycznego turbowentylatorowego zespołu napędowego dla samolotu pasażerskiego*, Praca magisterska, Politechnika Wroclawska, Wydział Mechaniczno-Energetyczny, Kierunek Mechanika i Budowa Maszyn, Specjalizacja Inżynieria Lotnicza, Promotor dr inż. A. Jaroszewicz.

# Możliwości odzysku energii ciepła w warunkach stratosfery z perowskitowych modułów fotowoltaicznych z wykorzystaniem zjawisk termoelektrycznych na potrzeby bezzałogowych aerostatów stratosferycznych

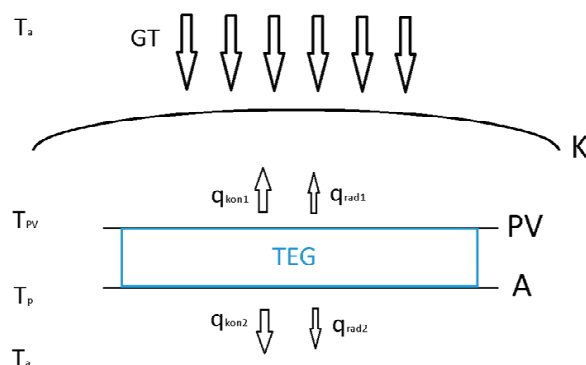
## Waste heat exergy recovery possibilities from perovskite photovoltaic modules in stratospheric conditions using thermoelectric effects for unmanned stratospheric aerostats

Korneliusz Sierpowski

Katedra Kriogeniki i Inżynierii Lotniczej, Wydział Mechaniczno-Energetyczny, Politechnika Wroclawska

Adres do korespondencji: [korneliusz.sierpowski@pwr.edu.pl](mailto:korneliusz.sierpowski@pwr.edu.pl)

Odpowiedzią na dzisiejsze problemy związane z przepełnionymi orbitami okołozemskimi oraz brakiem szybkiej możliwości zastępowania uszkodzonych satelitów są bezzałogowe aerostaty oraz aerodyny stratosferyczne wynoszące urządzenia komunikacyjne oraz obserwacyjne i realizujące zadania satelitów, tzw. pseudosatelity. Jednym z większych wyzwań jest zapewnienie długotrwałej autonomii energetycznej tego typu bezzałogowych statków powietrznych, aby czas ich misji był wystarczająco długi do realizacji powierzonych im zadań. W niniejszej pracy rozważana jest autorska hybryda solarna pPVtandem-TEG (perovskite PhotoVoltaics tandem – ThermoElectric Generator) w układzie z kolektorem słonecznym. Urządzenie jest przeznaczone dla aerostatów stratosferycznych, ze względu na specyfikę zarówno samego urządzenia pPVtandem-TEG oraz aerostatu stratosferycznego. Na rysunku 1 pokazano schematyczne ujęcie budowy urządzenia oraz graficzny bilans energetyczny układu. Urządzenie pPVtandem-TEG pozwala na znaczne podwyższenie sprawności przetwarzania energii elektrycznej, obniża temperaturę samego ogniwa oraz pozwala wykorzystać naturalnie występujący gradient temperatur pomiędzy powierzchnią tandemu fotowoltaicznego a stratosferą. Gradient temperatur pozwala na przepływ strumienia ciepła poprzez moduł termoelektryczny, który generuje energię elektryczną. Dodatkowy strumień energii elektrycznej zwiększa całkowitą sprawność konwersji energii słonecznej.



Rys. 1. Schemat urządzenia do odzysku energii ciepła z kolektorem skupiającym promieniowanie słoneczne z przeznaczeniem dla aerostatów stratosferycznych. Oznaczenia na rysunku:  $q_{GT}$  – globalny strumień promieniowania słonecznego,  $q_{kon1}$  – strumień ciepła oddany przez konwekcję przez powierzchnię PV,  $q_{kon2}$  – strumień ciepła oddany przez konwekcję przez powierzchnię A,  $q_{rad1}$  – strumień ciepła oddany przez radiację przez powierzchnię PV,  $q_{rad2}$  – strumień ciepła oddany przez konwekcję przez powierzchnię PV,  $T_a$  – temp. otoczenia,  $T_{PV}$  – temp. PV,  $T_A$  – temp. pow. A

## Literatura

- [1] K. Sierpowski, Z. Malecha, W. Wróblewski, *Możliwości odzysku energii z modułu fotowoltaicznego umieszczonego na skrzydle statku powietrznego klasy hale z wykorzystaniem zjawisk termoelektrycznych*, Mechanika w Lotnictwie, ML-XIX, 2020.

# Biopaliwa w lotnictwie – zastosowanie i możliwości rozwoju

## Biofuels in aviation – application and development opportunities

Maciej Herbut

Akademicki Klub Lotniczy

Adres do korespondencji: 247158@student.pwr.edu.pl

Obecnie ma miejsce swoista rewolucja klimatyczna. Wymogi ekologiczne stają się coraz bardziej rygorystyczne i narasta presja związana z ograniczaniem spalania tradycyjnych paliw kopalnych na rzecz odnawialnych źródeł energii czy też biopaliw. Tendencja ta wyraża się m.in. we wprowadzaniu polityki klimatycznej czy też norm emisji spalin wprowadzanych przez Dyrektywy Europejskie [1]. Mimo faktu, iż wspomniane normy nie dotyczą przemysłu lotniczego, to biopaliwa stały się obiektem intensywnych badań również w kontekście napędzania turbinowych silników samolotowych, które to emitują do atmosfery ogromne ilości zanieczyszczeń.

Redukcja ilości emitowanych związków chemicznych, wśród których wyróżnić można przede wszystkim tlenki siarki, tlenki węgla oraz tlenki azotu, a także związany z tym wpływ na środowisko naturalne, skłonił naukowców do podjęcia badań związanych z biopaliwami. Ich rezultatem było określenie zastosowań, osiągnięć oraz emisji toksycznych związków podczas spalania biopaliw. Zaskakującym wynikiem badań, które przeprowadzono w amerykańskiej armii, było stwierdzenie, iż biokomponenty dodane do paliwa lotniczego spowodowały znaczną poprawę stanu silników oraz zmniejszenie ilości usterek w różnych układach samolotu, co znacznie redukowało koszty obsługi [2].

W dalszym toku badań sklasyfikowano wiele substancji nadających się do napędzania silników i podzielono je na biopaliwa I generacji, które wytwarzane są z roślin używanych w gospodarce żywnościowej oraz biopaliwa II generacji, które pochodzą z roślin niestosowanych w przemyśle spożywczym oraz surowców wtórnych i odpadowych [3]. Warto wspomnieć o istotnej właściwości biopaliw, dzięki której otrzymały one przydomek paliw odtwarzalnych. Mianowicie, dwutlenek węgla  $CO_2$  wprowadzony do atmosfery w wyniku spalania tych paliw, zostaje wchłonięty przez rośliny w następnym roku, w związku z czym cały proces jest cyklem powtarzalnym.

Eksperymenty prowadzone z użyciem paliw ekologicznych, które przeprowadzono w Centrum Rozwoju Lotniczych Paliw Odnawialnych Uniwersytetu Baylor wyznaczyły nowy kierunek rozwoju biopaliw. Zastosowano mianowicie rozwiązanie hybrydowe – połączono tradycyjną naftę lotniczą JET A z estrami Biodiesel B100, ETBE – eterem tert-butyloetylowym oraz etanolem (w niewielkich procentach). Kryterium porównawczym była zawartość tlenków węgla, azotu oraz siarki w spalinach. Konkluzją badań było określenie optymalnego składu mieszanki paliwa Biodiesel z naftą JET A w proporcjach 20% zawartości Biodieselu do 80% JET A [4]. Próby nie wykazały widocznych różnic dla pilotów, którymi mogły być zmniejszone osiągi czy też zmiana zużycia paliwa.

Jak już wspomniano, biopaliwa produkowane z roślin stosowanych w gospodarce żywnościowej nie są jedynym kierunkiem rozwoju alternatywnych źródeł energii dla samolotów. Nowymi trendami, które rozwijają się niezwykle dynamicznie są technologie działające w oparciu o proces syntezy Fischer – Tropsha (FT) oraz procesu hydroafinacji (HRJ). Procesy te polegają na użyciu roślin oleistych, takich jak algi, lnianka czy też jatropha w celu stworzenia nowego ekologicznego paliwa. Co istotne, gaz syntetyczny uzyskiwany w wyniku tej metody, jest pozbawiony z reguły związków siarki oraz azotu, co sprawia, iż jest bardziej ekologiczny niż paliwa uzyskane z ropy naftowej. [5] Z uwagi na wysoką wydajność mikroalg z hektara, która przewyższa rzepak kilkusetkrotnie, technologia ta wydaje się być szczególnie obiecująca. Inną koncepcją jest wykorzystanie wodoru.

Jednakże problem stosowania alternatywnych źródeł energii do zasilania statków powietrznych jest bardziej złożony. Poza kwestią zmniejszonej emisji toksycznych związków należy przeanalizować wartość opałową, gęstość, temperaturę krystalizacji oraz inne istotne właściwości paliw. Porównanie właściwości paliw stosowanych w lotnictwie oraz ich potencjalnych „bio” zamienników przedstawiono w tabeli 1.

Tabela 1. Właściwości oraz parametry paliw stosowanych w lotnictwie i wybranych biopaliw

Parametr	Avgas 100LL	JET A-1	Etanol	Metanol	Ester rzepakowy	Wodór
Gęstość [kg/m <sup>3</sup> ]	0,69–0,79	0,8	0,789	0,791	0,88	0,0899 (gaz) 0,0708 (ciecz <20,39 K)
Wartość opałowa [MJ/kg]	44,2	42	27,2	20	39,6	120
Liczba oktanowa MON	100	8	112	104	25	130
Temp. krystalizacji [°C]	–46	–44	–114	–	–10(–25)	–253
kg CO <sub>2</sub> /kg paliwa	3,3	3,4	1,91	1,37	2,85	–

W wyniku analizy powyższych danych można dojść do wniosku, iż pomimo obiecujących parametrów oraz praktycznie zerową emisyjnością toksycznych związków, wodór nie może (przynajmniej na razie) zostać paliwem lotniczym. Wynika to z faktu jego gęstości, która jest około dziesięciokrotnie mniejsza niż pozostałych paliw. Prowadzi to do sytuacji, w której pojemniki paliwowe winny być kilkukrotnie większe niż obecnie. Ponadto koszt „produkcji” wodoru oraz jego przechowywanie będzie wymagał specjalnie przystosowanych zbiorników paliwowych, co zwiększy koszty. W obliczu powyższego największe nadzieje na rozwój zdają się mieć biopaliwa oparte na roślinach żywieniowych oraz biopaliwa drugiej generacji uzyskane w wyniku syntezy Fischera–Tropscha.

## Literatura

- [1] <https://pl.wikipedia.org/>
- [2] W. Balicki, K. Kawalec, Z. Pągowski, J. Szczeciński, S. Szczeciński, *Historia i perspektywy rozwoju napędów lotniczych*, Warszawa 2005.
- [3] W. Balicki i in., *Lotnicze silniki turbinowe. Konstrukcja – eksploatacja – diagnostyka cz. II*, Warszawa 2012.
- [4] Proceedings of the First International Conference on Alternative Aviation Fuels, U.S. Department of Transportation, 1996.
- [5] Z. Sarbak, *Proces Fischera–Tropscha*.

## Zasadność użycia koncepcji superelementu do obliczeń MES w lotnictwie

### The relevance of the concept of superelement for fem calculation in aviation

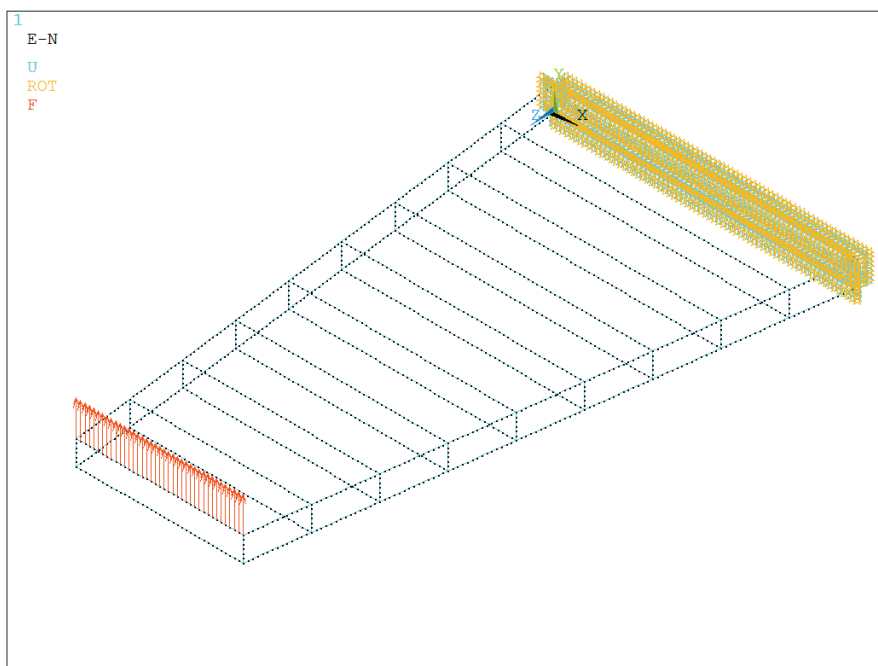
Patryk Świętoń

Politechnika Rzeszowska

Adres do korespondencji: 157649@stud.prz.edu.pl

Metoda elementów skończonych (MES) to jedna z najpopularniejszych metod numerycznych stosowanych w obliczeniach wspomagających projektowanie statków powietrznych. Konwekcyjne podejście do modelowania MES skutkuje otrzymaniem bardzo rozległego modelu obliczeniowego (szczególnie dla dużych i skomplikowanych struktur). Uproszczenie modelu obliczeniowego jest możliwe dzięki wykorzystaniu koncepcji superelementu (podukładu). Idea superelementu powstała na potrzeby przemysłu lotniczego we wczesnych latach 60, kiedy to ominięcie ograniczeń obliczeniowych było konieczne ze względu na niewielkie możliwości komputerów oraz ich bardzo wysokie koszty. Współcześnie, pomimo dostępności komputerów o dużych mocach obliczeniowych, również stosuje się superelementy ze względu na ich liczne zalety, tj. ułatwienie podziału pracy, możliwość wykorzystania powtarzalności fragmentu konstrukcji, skrócenie czasu obliczeń.

Wykorzystanie superelementów zostało przedstawione na przykładzie prostego modelu skrzydła samolotu utwierdzonego oraz obciążonego w sposób ukazany na rysunku 1. Obliczenia zostały wykonane w oprogramowaniu ANSYS z użyciem 8-węzłowych elementów SHELL 281. W celu ograniczenia błędów wynikających z gęstości siatki została wykonana analiza zbieżności siatki, która wykazała, że przy zastosowaniu 4866 elementów błędy wynikające z gęstości siatki dla maksymalnych wartości przemieszczeń i naprężeń nie przekraczają 1%. Wykonano łącznie 7 analiz z wykorzystaniem: wyłącznie elementów SHELL 281, elementów SHELL 281 w połączeniu z superelementami oraz wyłącznie superelementów. Celem wykonania tych analiz było zbadanie maksymalnego ugięcia skrzydła oraz maksymalnych naprężeń Von Misesa dla każdej z nich. Wyniki zostały przedstawione w tabeli 1.



Rys. 1. Model skrzydła samolotu z warunkami brzegowymi

Tabela 1. Wyniki analiz

Liczba i rodzaj elementów	Maksymalne ugięcie [mm]	Maksymalne naprężenia Von Misesa [MPa]
4866 elementów SHELL 281	2,60782	632,325
4080 elementów SHELL 218 w połączeniu z 9 superelmentami	2,60788	632,325
46 superelementów	2,60788	632,325
9 superelementów	2,57590	609,574
5 superelementów	2,56406	630,089
3 superelementy	2,57142	631,911
1 superelement	2,60782	632,325

Przeprowadzone analizy wykazały, że zredukowanie modelu obliczeniowego skrzydła nie wpłynęło znacząco na wartości maksymalnego ugięcia oraz maksymalnych naprężeń Von Misesa.

## Literatura

- [1] Zu-Qing Qu, *Model Order Reduction Techniques in Finite Element Analysis*, Springer-Verlag, Londyn 2004.
- [2] A. Cordona, M. Geradin, *A superelement formulation for mechanism analysis*, Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, doi: 10.1016/0045-7825(92)90112-W.
- [3] Carlos A. Felippa, *Introduction to Finite Element Methods*, University of Colorado, Colorado, 2004.
- [4] S. Abhinav, Debraj Ghosh, C.S. Manohar, *Substructuring Methods for Finite Element Analysis*, Encyclopedia of Earthquake Engineering, doi: 10.1007/978-3-642-36197-5\_267-1.



# Wpływ kierunku krążenia szybowca na szybkość wznoszenia w trakcie centrowania komina termicznego

## Influence of glider circulation direction on vertical climbing speed during performance on the thermal lift

Miron Otremba, Jan Barański, Tomasz Zienkiewicz

Lotnicza Akademia Wojskowa

Adres do korespondencji: [m.otremba4944@wsosp.edu.pl](mailto:m.otremba4944@wsosp.edu.pl)

Tematem wystąpienia jest analiza wpływu kierunku krążenia szybowca na szybkość wznoszenia w trakcie centrowania komina termicznego wykonana w ramach pracy inżynierskiej. W pracy sporządzono statystykę dużej bazy danych - w sumie dwóch tysięcy lotów.

Należy zaznaczyć, że danymi były średnie wartości prędkości wznoszenia dla obu kierunków krążenia w pojedynczym locie. Na taki lot składa się przeważnie od kilku do kilkunastu kominów. Sprawdzono, że wartość oczekiwana prędkości wznoszenia na półkuli północnej dla kierunku krążenia w prawo wynosi 1,37 ms natomiast dla kierunku w lewo 1,2 ms. Oznacza to, że na półkuli północnej prędkość wznoszenia jest średnio aż o 13% większa w krążeniu w prawo niż w lewo. Odwrotnie, dla półkuli południowej otrzymano odpowiednio 1,67 ms dla kierunku w lewo, a 1,5 ms dla kierunku w prawo. Wynika z tego, że prędkość wznoszenia jest średnio o 10% większa w kierunku krążenia w lewo aniżeli w prawo. Wynik ten jest spójny z hipotezą postawioną w pracy inżynierskiej o wpływie siły Coriolisa na szybkość wznoszenia w trakcie centrowania komina termicznego.

Przedstawione badanie wpływu kierunku krążenia szybowca na szybkość wznoszenia w trakcie centrowania komina termicznego jest zgodne z hipotezą, ale nie jest niepodważalne. Jest to spowodowane tym, że wynik pracy oparty jest wyłącznie na statystyce zapisów lotów z zawodów szybowcowych. Statystyka obarczona jest zawsze pewnym ryzykiem błędu. W referacie zostanie przedstawiony program lotów badawczych mający na celu empiryczne sprawdzenie tego problemu.

Wyniki pracy mogą mieć szczególne znaczenie dla zawodników biorących udział w przelotowych zawodach szybowcowych na świecie. Należy pamiętać, że na tego typu zawodach nawet niewielki czynnik może przeważać o zwycięstwie. Różnica wynosząca 10% szybkości wznoszenia w krążeniu w stosunku do współzawodników jest znaczna. Kontynuacja badań może obejmować realizację przedstawionego w pracy przebiegu lotów badawczych oraz włączenie do badań lekkich samolotów. Świetną bazą do zrealizowania założonego celu jest motoszybowiec.

W pracy inżynierskiej posilkowaliśmy się literaturą z następujących źródeł.

## Literatura

- [1] [https://www.ulc.gov.pl/\\_download/wiadomosci/2018/Biuletyn/Biuletyn562018-historia-internet.pdf](https://www.ulc.gov.pl/_download/wiadomosci/2018/Biuletyn/Biuletyn562018-historia-internet.pdf) (dostępne w dniu 11.12.2020).
- [2] Pazio A., *Zasady pilotażu szybowcowego*, Dział Wydawnictw Politechniki Świętokrzyskiej, Kielce 1994.
- [3] <http://www.motoszybowce.pl/motoszybowce-2701/dlaczego-motoszybowce-657> (dostępne w dniu 15.01.2021).
- [4] Schmidt M.T., *Meteorologia dla potrzeb szybownictwa*, Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa 1982.
- [5] Kaniewska I., Makaruk S., *Podręcznik pilota szybowcowego*, Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa 1967.
- [6] Makula E., *Wykorzystywanie termicznych prądów wznoszących*, C. S. Leszno, 1961.







Wydawnictwa Politechniki Wrocławskiej  
są do nabycia w sprzedaży wysyłkowej:  
[zamawianie.ksiazek@pwr.edu.pl](mailto:zamawianie.ksiazek@pwr.edu.pl)

ISBN 978-83-7493-209-7