

TECHNIKA

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

AVIATION AND SPACE TECHNOLOGY

3-4

2022



Szczęśliwego
Nowego Roku 2023!



POLITECHNIKA
LUBELSKA

Szanowni Państwo!



W prezentowanym numerze pragniemy podzielić się dwiema wspaniałymi wiadomościami.

Z przyjemnością informujemy, że Politechnika Lubelska otrzymała grant z Ministerstwa Edukacji i Nauki na projekt pt. „Digitalizacja czasopisma *Technika Lotnicza i Astronautyczna*”. Pierwszym etapem prac będzie zebranie kolekcji 392 numerów czasopisma za lata 1952–1993 (13 615 skanów). Część zbiorów (181 numerów za lata 1972–1990) jest w posiadaniu Wydawnictwa Politechniki Lubelskiej, a 211 brakujących numerów (za lata 1952–1971 i 1990–1993) zostanie wypożyczone z innych bibliotek akademickich (m.in. Politechniki Rzeszowskiej). Następnie cały zebrany materiał zostanie zeskanowany i poddany obróbce graficznej za pomocą zakupionego specjalistycznego sprzętu oraz oprogramowania. Kolejnym etapem będzie opracowanie metadanych i umieszczenie plików pdf w Bibliotece Cyfrowej Politechniki Lubelskiej oraz na e-platformie czasopism Lublin University of Technology Publishing House (ph.pollub.pl), co pozwoli wszystkim zainteresowanym pobierać bezpłatnie numery oraz popularyzować czasopismo. Poza projektem zostanie podjęta próba pozyskania niektórych, zdigitalizowanych wcześniej przez inne instytucje numerów, które zostaną przygotowane według standardów Biblioteki Cyfrowej Politechniki Lubelskiej.

Drugą miłą wiadomością jest, że nasze czasopismo zostało zauważone i pozytywnie przyjęte w środowisku prasy lotniczej. Dziękujemy „Przeglądowi Lotniczemu Aviation Revue” w osobie Redaktora naczelnego, Pana Krzysztofa Krawcewiczę oraz „Skrzydlatej Polsce”, reprezentowanej przez Pana Bartosza Głowackiego, Redaktora naczelnego za opublikowanie notatek prasowych o wznowieniu „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” przez nasze Wydawnictwo. Deklarujemy współpracę i mamy nadzieję, że nasze pismo znajdzie trwałe miejsce wśród krajowych lotniczych tytułów prasowych.

Z okazji nadchodzących świąt Bożego Narodzenia życzymy Naszym Czytelnikom owocnego przeżywania tego wyjątkowego czasu, a także wysokich lotów w Nowym Roku 2023.

dr Anna Kołtunowska
Wydawnictwo Politechniki Lubelskiej



Replika przedwojennego motoszybowca/samolotu słabosilnikowego Bqk II „Lopus” w grudniu 2022 r. w oczekiwaniu na oblot.
Fot. Fundacja Zabytki Polskiego Nieba

Samolot z okładki – PZL-110 Koliber 150

JAROSŁAW PYTKA

Samoloty są czasem jak wino, im starsze tym coraz lepsze... Z czego wynika fenomen, że latamy ponad 50-cio letnimi maszynami, nie boimy się ich wyeksploatowanej kondycji a w ogłoszeniach o sprzedaży, ceny tych samolotów nie maleją a nawet rosną. Samoloty starzeją się inaczej niż samochody. Tak zwane starzenie moralne dotyka maszyny latające w znacznie mniejszym stopniu. Być może dlatego, że proces rozwoju statku powietrznego jest o wiele dłuższy i bardziej kosztowny niż samochodu, zatem zasoby rynkowe są na tyle skromne, że potencjalny nabywca używanego samolotu jest „skazany” na modele z roczników ubiegłowiecznych. Jest też inny aspekt, techniczny, a mianowicie materiał konstrukcyjny i jego podatność na zużycie, przede wszystkim korozyjne. Starotestamentalna „marność nad marnościami” spod pióra Koheleta dotyczy wszelkiej materii, ale szczęściem lotnictwa jest pewna cecha stopów aluminium, która polega na tworzeniu się cienkiej warstwy tlenków glinu na powierzchni elementów konstrukcyjnych (tzw. pasywacja), dzięki której proces utleniania jest znacznie spowolniony. To powoduje, że zużycie samoistne, niezależne od obciążeń eksploatacyjnych, w przypadku samolotów konstruowanych z duralu, jest znikome. Nie należy jednak całkowicie ignorować korozji konstrukcji duralowych. W warunkach atmosfery zawierającej zawieszane roztwory soli (obszary nadmorskie) lub kwasów (blisko przemysłu), korozja dotknie również samoloty. Jednym z samolotów o szczególnej historii rozwoju jest PZL 110 Koliber 150. Egzemplarz przedstawiony na okładce bieżącego numeru TLiA został „wskrzyszony” przez mechaników z Aeroklubu Świdnik i cieszy się bardzo dobrą opinią wśród pilotów. Mimo ponad sześćdziesięcioletniej historii rozwoju, samolot ten znajduje nabywców, użytkowników i spełnia swoją funkcję jako maszyna do szkolenia oraz turystyki lotniczej, natomiast wersja z prawie doskonałym silnikiem Lycoming O-320, stanowi maszynę niemal idealną. Jest też kolejną piękną wizytówką byłych Państwowych Zakładów Lotniczych z warszawskiego Okęcia.



Samolot PZL 110 Koliber 150. Fot. Wordpress.com

TECHNIKA
lotnicza
i ASTRONAUTYCZNA
AMBIEN AND SPACE TECHNOLOGY



Wydawca:
Politechnika Lubelska

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

Redaguje zespół:
Anna Kołtunowska,
Alicja Pytka,
Ernest Gnapowski,
Jan Laskowski,
Tomasz Murawski,
Michał Ombach,
Red. naczelny - Jarosław Pytka
j.pytka@pollub.pl

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

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

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

Rysunek na okładce: Alicja Pytka



Samolot Tupolew Tu-144 (fot. Christian Volpati)

Wskazówki dla Autorów:

1. Publikacja artykułu w TLiA jest bezpłatna
 2. Manuskrypt artykułu można przygotować w dowolnej formie, najlepiej w programie MS Word 2003 lub nowszym, nie ma nakazanego formatu tekstu. Grafiki mogą być wklejone do tekstu bądź dołączone jako osobne pliki. Należy pamiętać o podpisach do rysunków. Rysunki bądź tabele zaczerpnięte ze źródeł innych niż Autora mogą być publikowane jedynie za pisemną zgodą właściciela praw autorskich.

3. TLiA publikuje następujące rodzaje artykułów:

- a) artykuły naukowe, w tym standardowe, skrócone (tzw. noty techniczne lub inżynierskie), artykuły przeglądowe; artykuły naukowe podlegają recenzji,
- b) artykuły metodyczne, dydaktyczne, stanowiące opis wraz z komentarzem do materiału dydaktycznego; do artykułów metodycznych, dydaktycznych można dołączać materiał uzupełniający w postaci prezentacji, filmów, itd.
- c) relacje, np. z konferencji, wystaw, konkursów, zawodów,
- d) rozszerzone streszczenia prac dyplomowych, inżynierskich i magisterskich a także doktorskich,
- e) artykuły o treści popularno – naukowo – technicznej, publikowane na prawach rękopisu.

4. Przygotowane artykuły można przysyłać pocztą elektroniczną na adres:

j.pytka@pollub.pl

Informujemy potencjalnych Autorów, że w niedalekiej przyszłości uruchomimy internetowy system redakcyjny, który umożliwi umieszczanie artykułów, a także dwustronną komunikację między redakcją a Autorem.

Spis treści

4	Współczesne technologie wytwarzania w przemyśle lotniczym
16	Klub Pilotów Doświadczalnych i Inżynierów Prób w Locie oraz Spadochronowych Skoczków Doświadczalnych
20	Pasażerskie samoloty naddźwiękowe
28	Trendy rozwojowe cywilnych bezałogowych statków powietrznych
34	Projekt konstrukcji bezałogowego urządzenia transportowego
38	Zastosowanie technologii Thinpreg w budowie modeli swobodnie latających
44	Koncepcja statku powietrznego pionowego startu i lądowania w układzie latającego skrzydła
49	Zbiory lotnicze w Muzeum Techniki w Warszawie

Współczesne technologie wytwarzania w przemyśle lotniczym

Dr hab. inż. JERZY JÓZWIK

Politechnika Lubelska



Streszczenie

W artykule przedstawiono i omówiono wybrane technologie wytwarzania stosowane w przemyśle lotniczym. Skupiono się na technologiach obróbki ubytkowej, szczególnie w przypadku kształtowania części konstrukcji statków powietrznych.

Słowa kluczowe: przemysł lotniczy, wytworzenie, technologie

1. Wybrane technologie i narzędzia obróbkowe

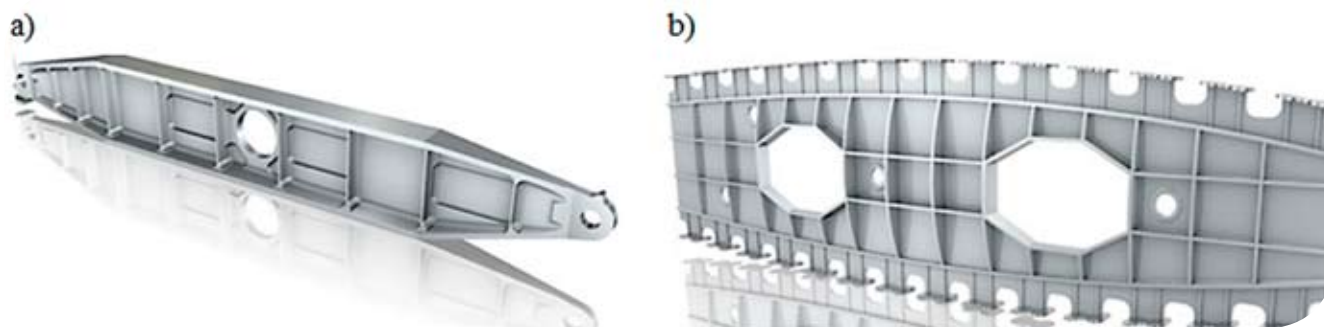
1.1 Obróbka HSM

Kluczowe znaczenie przy wytwarzaniu części lotniczych metodą kształtowania ubytkowego ma obróbka szybkościowa HSM (ang. *High Speed Machining*). Idea obróbki HSM polega na tym, że w pewnym zakresie prędkości skrawania (powyżej prędkości granicznej), wraz ze wzrostem jej wartości maleją siły oraz temperatura skrawania. Warunki obróbki stają się zatem korzystniejsze, co z kolei skutkuje większą trwałością narzędzi oraz skróceniem czasu obróbki [1, 2, 6].

Charakterystyczną cechą obróbki HSM są wysokie prędkości liniowe wrzeciona oraz małe głębokości i szerokości skrawania zapewniające wymaganą jakość powierzchni i dokładność wymiarowo - kształtową obrabianych elementów. Możliwa jest zatem eliminacja procesów kosztownej i czasochłonnej obróbki wykończeniowej. W przypadku obróbki HSM należy mieć jednak na uwadze fakt występowania drgań samowzbudnych (chatter) dla pewnych zakresów prędkości obrotowej wrzeciona oraz głębokości skrawania. W ustaleniu stabilnej strefy obróbki pomocne mogą być krzywe workowe [2].

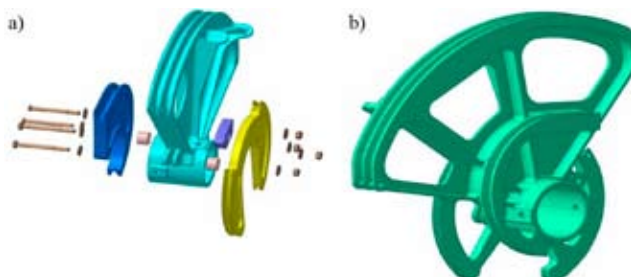
Nie ulega wątpliwości, że głównym efektem stosowania obróbki szybkościowej HSM jest znaczne skrócenie czasu procesu wytwarzania. Jednak nie jest to jedyna korzyść. Metoda HSM umożliwia obróbkę dużych skomplikowanych elementów, niejednokrotnie posiadających struktury cienkościennie (Rys. 1). Możliwość obróbki elementów cienkościennych pozwała na obniżenie ich masy, która bardzo często jest parametrem krytycznym dla części lotniczych.

W przemyśle lotniczym dąży się również do wytwarzania integralnych, monolitycznych części zamiast składowanych z wielu mniejszych. Jest to complete machining.



Rys. 1. Przykładowe cienkościennie komponenty lotnicze, a) goleń podwozia, b) żebro skrzydła (© SANDVIK)

Jako przykład można przytoczyć hamulec aerodynamiczny samolotu F-15 który pierwotnie wytwarzany był jako zespół składający się z około 500 części natomiast zastosowanie obróbki szybkościowej umożliwiło wykonanie go jako monolityczny element. Czas wytworzenia części został zredukowany z około 3 miesięcy do zaledwie kilku dni. Podobny przykład dotyczy sektora sterowania samolotu M28, który wykonywany był jako zespół 20 części, a w technologii HSM mógł zostać wykonany jako pojedynczy element (Rys. 2) [1, 2].



Rys. 2. Nowe technologie obniżające czas wykonania części integralnych w przemyśle lotniczym [1]

Podsumowując główną korzyścią płynącą ze stosowania obróbki szybkościowej (HSM) jest znaczne skrócenie czasu obróbki. Inne pozytywne efekty to między innymi uproszczone oprzyrządowanie technologiczne (mocowania), zmniejszone siły skrawania, czystsze krawędzie narzędzi a co za tym idzie mniejsze odkształcenia podczas obróbki, gładkie powierzchnie umożliwiające ograniczenie lub całkowite wyeliminowanie obróbki wykończeniowej [1].

1.2 Obróbka 5-cio osiowa

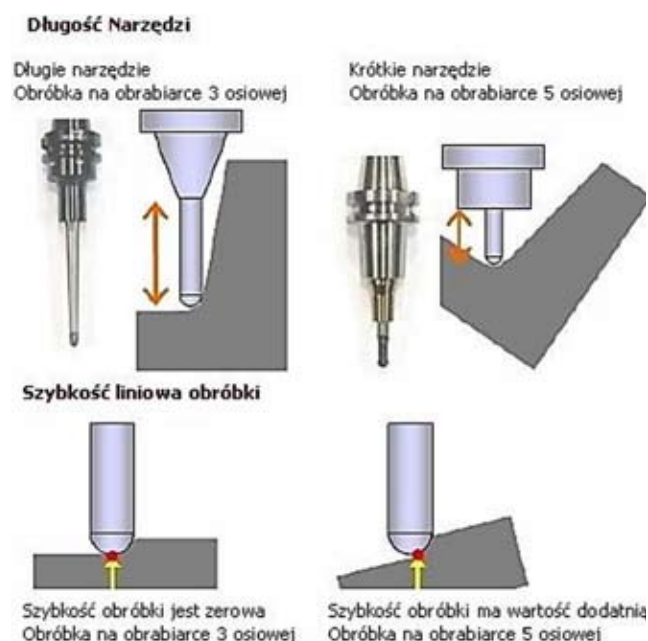
Wykorzystanie maszyn o zwiększonej liczbie osi sterowanych umożliwia wykonywanie złożonych operacji obróbkowych przy zaangażowaniu w proces technologiczny tylko jednej maszyny. Pozwala to na znaczne obniżenie czasu oraz kosztów obróbki. Maszyny CNC dedykowane do obróbki 5-osiowej HSM umożliwiają stosowanie krótkich i sztywnych narzędzi. Zapewniony jest również stabilny kontakt ostrzy narzędzia z obrabianą powierzchnią. Istotny wpływ na czas procesu technologicznego ma

również możliwość kompletnej obróbki bardzo skomplikowanych elementów przy jednym zamocowaniu [1]. Używanie osi obrotowych w obróbce ze sterowaniem 5-osiowym umożliwia optymalizację prędkości liniowej, co przyczynia się do wzrostu żywotności narzędzi oraz uzyskanie lepszej jakości powierzchni. Możliwe jest także zastosowanie większych posuwów a tym samym osiągnięcie wysokiej efektywności i dokładności obróbki. Sprawniejsze projektowanie procesów technologicznych na obrabiarki wieloosiowe umożliwiają systemy CAM.

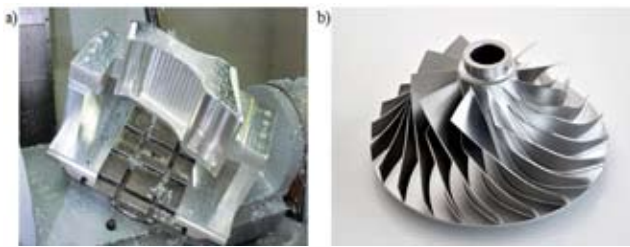
Frezowanie pięcioosiowe staje się coraz bardziej konkurencyjne w stosunku do precyzyjnego odlewania. Potwierdza to coraz częstsze implementowanie tego typu obróbki do produkcji łopatek i wirników sprężarek i silników lotniczych. Przykładowe elementy wykonywane w technologii obróbki pięcioosiowej przedstawiono na rysunku 4.

1.3 Narzędzia mechatroniczne

Coraz częściej wykorzystywanym rozwiązaniem dla obróbki skrawaniem w przemyśle lotniczym są narzędzia



Rys. 3. Porównanie możliwości technologicznych obróbki konwencjonalnej oraz 5-cio osiowej [31]



Rys. 4. Przykłady części lotniczych wykonywanych na 5-osiowych centrach obróbkowych: a) fragment dźwigara skrzydła [32], b) wirnik sprężarki promieniowej [33]

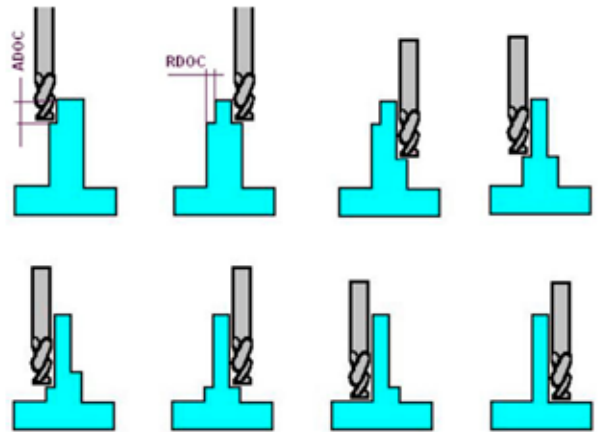
dzia mechatroniczne. Jedno narzędzie tego typu umożliwia zastąpienie kilku innych standardowych narzędzi, co pozwala na znaczne skrócenie czasu obróbki a co za tym idzie zredukowanie kosztów produkcji. Umożliwiają one również wykorzystanie dostępnych maszyn do realizacji skomplikowanych zadań, które w przypadku narzędzi standardowych nie byłyby możliwe lub konieczne włączenie do procesu technologicznego dodatkowych maszyn i oprzyrządowania technologicznego. Wysoka stabilność i powtarzalność procesu wykorzystującego narzędzia sterowane i mechatroniczne, sprawia że ich zastosowanie jest uzasadnione pomimo stosunkowo wysokiej ceny oraz w przypadku produkcji mała i średnioseryjnej, między innymi w branży lotniczej i kosmicznej [25].



Rys. 5. Mechatroniczne narzędzia firmy MAPAL [34]

W stosunku do rozwiązań konwencjonalnych narzędzia mechatroniczne charakteryzują się m. in. [25]:

- skróceniem czasu obróbki dzięki realizacji wielu zabiegów obróbkowych w jednym przejściu narzędzia,
- możliwością ograniczenia całkowitej ilości narzędzi a co z tym idzie zmniejszeniem kosztów maszynowych i narzędziowych,
- możliwością obróbki skomplikowanych elementów na centrach obróbkowych, co w przypadku narzędzi konwencjonalnych wymaga wykorzystania specjalnych maszyn zadaniowych,
- szerokim zakresem obrabianych materiałów i zastosowań dzięki elastycznej konstrukcji.



Rys. 6. Obróbka żeber w technologii HSM. Sposób zapewnienia odpowiedniej sztywności poprzez nieobrobiony materiał [1]

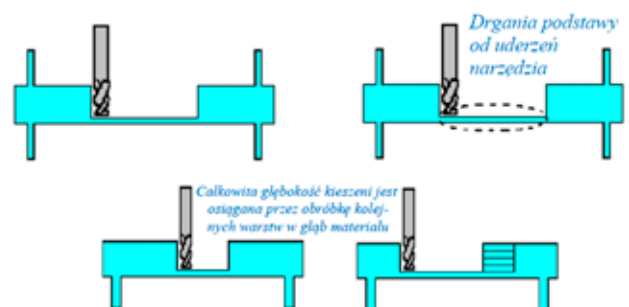
2. Strategie obróbkowe w kształtowaniu elementów lotniczych

Obróbka części lotniczych z uwagi na ich kształt oraz rodzaj materiału wymaga stosowania nie tylko zaawansowanych maszyn i narzędzi ale także implementacji odpowiednich strategii obróbkowych.

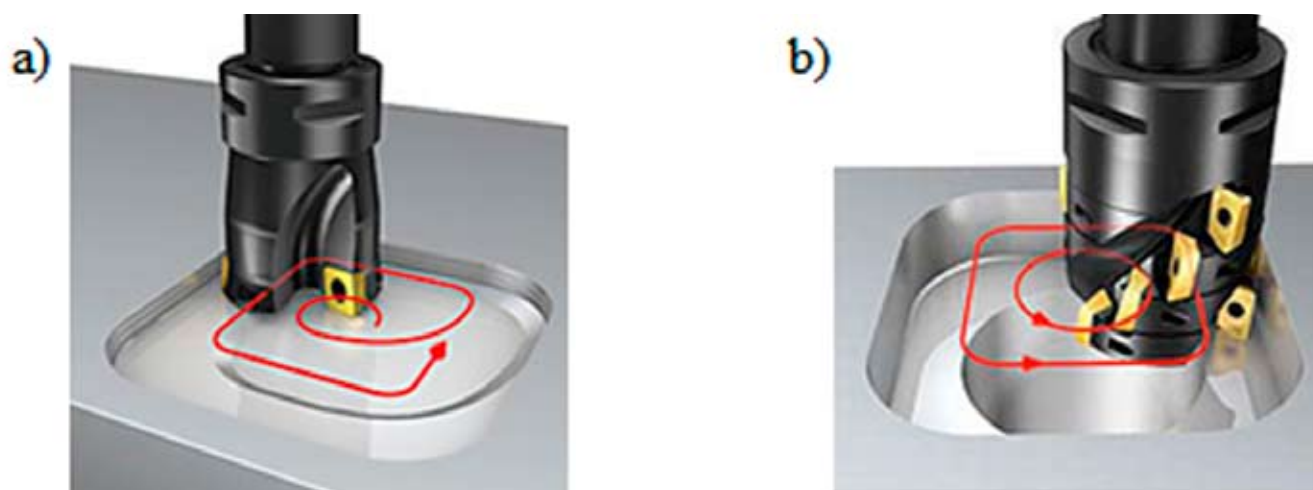
2.1 Obróbka kieszeni i żeber

Przykładem jest obróbka elementów kieszeniowych, które często w swojej budowie zawierają żebra lub cienkie ścianki. W przypadku zgrubnej obróbki tego typu elementów niezbędne jest zapewnienie odpowiedniej wytrzymałości, poprzez ustalenie ilości materiału nieobrobionego. Strategia obróbki powinna być różna w zależności od wysokości i grubości ścianki. Liczba przejść określana jest na podstawie wymiarów ścianki oraz osiowej głębokości skrawania. Ogólną zasadą jest obróbka w taki sposób, by materiał nieobrobiony lokalnie podtrzymywał materiał obrabiany (Rys. 6) [1].

Dwustronna obróbka cienkościennych podstaw z dużą głębokością skrawania wiąże się z powstawaniem drgań podstawy. W takim przypadku zalecane jest zatem stosowanie mniejszych wartości głębokości skrawania (Rys. 7) [1].



Rys. 7. Porównanie strategii dwustronnej obróbki konwencjonalnej i obróbki HSM [1]



Rys. 8. Zgrubne kształtowanie kieszeni 2D: a) frezowanie kołowe z zagłębieniem skośnym, b) frezowanie spiralne (© SANDVIK)

Jedną z technik zgrubnego kształtowania kieszeni 2D jest frezowanie kołowe z zagłębieniem skośnym (Rys. 8). W tym przypadku stosuje się małe cięcia osiowe oraz posuw do 1,0 mm/ostrze. Wykorzystanie frezów do dużych posuwów umożliwi lekką i szybką proces obróbki oraz wysoką wydajność skrawania.

Inną metodą obróbki kieszeni 2D jest frezowanie spiralne za pomocą frezu długoostrzowego. Przy przebijaniu należy stosować małe przejście po łuku wykonując duży otwór początkowy (metodą wiercenia lub zagłębienia spiralnego) a następnie wejść w materiał metodą spiralną. W kolejnych etapach należy wykonać zagłębienie z wykorzystaniem płytek z dużymi narożnikami w celu uniknięcia drgań.

2.2 Frezowanie narożników

Jednym ze skutecznych sposobów obróbki narożników jest rozcinanie na warstwy, podczas którego materiał usuwany jest stopniowo w kolejnych przejściach ze stałą, niewielką szerokością promieniową i małymi siłami skrawania (Rys. 9).

2.3 Obróbka otworów o dużych średnicach

Zalecaną techniką frezowania otworów o dużych średnicach jest zagłębienie śrubowe (Rys. 10). Zaletą są dużo mniejsze siły skrawania niż w przypadku wiercenia. Dodatkowo możliwe jest wyeliminowanie przerw podczas wychodzenia z otworu.

2.4 Obróbka wewnętrznych wybrań

Przykładem elementu konstrukcji lotniczych z wytoczonymi wewnątrz wybrańmi może być tarcza wentylatora. W przypadku obróbki tego typu wybrań zaleca się stosowanie długich smukłych narzędzi (Rys. 11). Nowoczesne rozwiązania umożliwiają tłumienie drgań dzięki zastosowaniu specjalnych listw zapewniających stabilność i łatwość dostępu.

2.5 Obróbka wirników

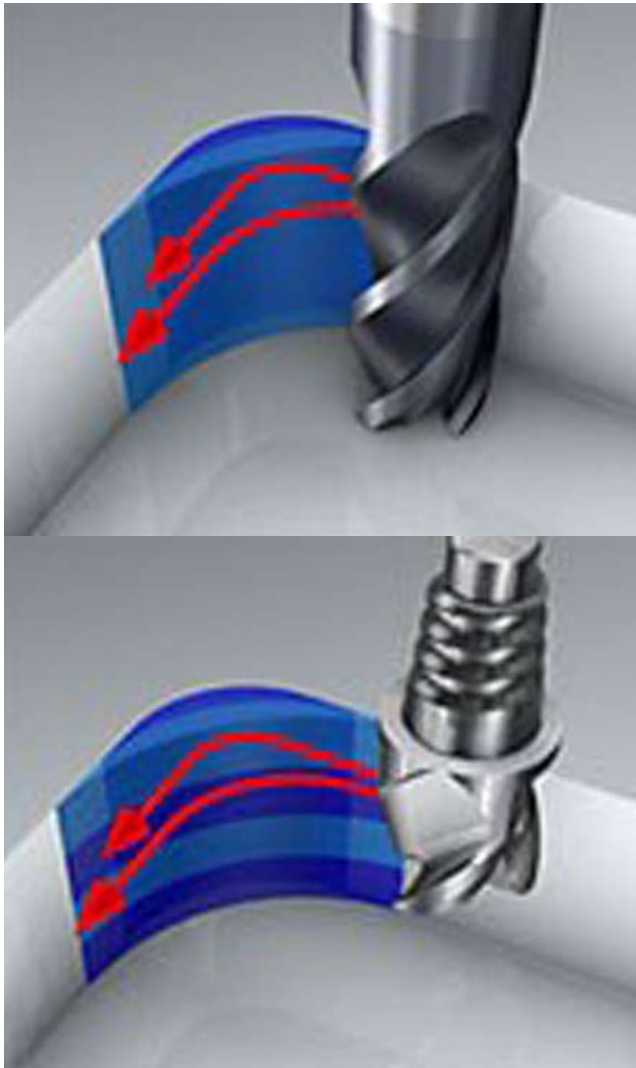
Obróbkę wirników można podzielić na dwa etapy: zgrubną obróbkę rowków oraz obróbkę wykańczającą profilu łopatki. W przypadku tytanu zaleca się frezowanie punktowe. Rowki frezowane są w pełnym zakresie, zatem osiowa głębokość przejścia równa jest promieniowi narzędzia (Rys. 12b). Inaczej jest w przypadku wirników wykonanych z Inconel'u, gdzie najlepszą techniką obróbki jest szybkościowe frezowanie trochoidalne. Zapewnia to kontrolowane wejście po łuku oraz duże cięcia uzyskane dzięki małym siłom skrawania. Etap wykańczania profilu łopatki powinien być wykonywany techniką frezowania bocznego z dużą osiową prędkością skrawania, o ile jest to możliwe z uwagi na obrabiany element, narzędzie oraz wykorzystywany system CAM.

2.6 Frezowanie zgrubne powierzchni wokół występu

Przykładowym elementem jest obudowa turbiny, która należy do grupy komponentów szczególnie trudnych w obróbce z uwagi na konieczność stosowania dużej liczby operacji frezarskich oraz usuwania dużej ilości materiału. W celu uzyskania wysokiej produktywności oraz bezpieczeństwa zaleca się stosowanie wejścia spiralnego oraz frezów z płytkami okrągłymi minimalizujących powstawanie karbu i umożliwiających stosowanie dużego posuwu.

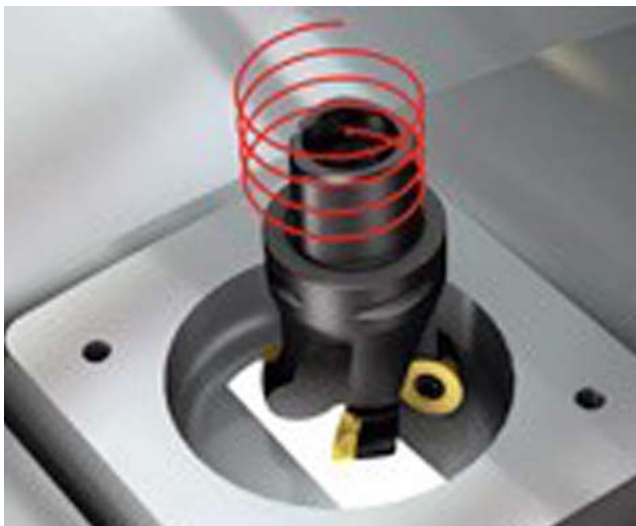
2.7 Systemy CAD/CAM

Wielosiowa obróbka części lotniczych o złożonej geometrii wiąże się z koniecznością generowania skomplikowanych ścieżek narzędzia. Proces ten może być wspomagany z wykorzystaniem systemów CAM (ang. *Computer Aided Manufacturing*) automatycznie generujących kod NC (ang. *Numerical Code*) na podstawie modelu CAD (ang. *Computer Aided Engineering*). Zastosowanie tego typu systemów umożliwia znaczne skrócenie czasu programowania oraz pozwala na ograniczenie lub całkowite wyeliminowanie ryzyka wystąpienia kolizji, co prowadzi do obniżenia



Rys. 9. Frezowanie narożników (© SANDVIK)

kosztów i zwiększenia wydajności procesu wytwórczego. Systemy CAM oferują szeroką gamę metod obróbki dla pojedynczego detalu lub rodzin części. Ponadto posiadają wbudowane moduły do obróbki komponentów danego

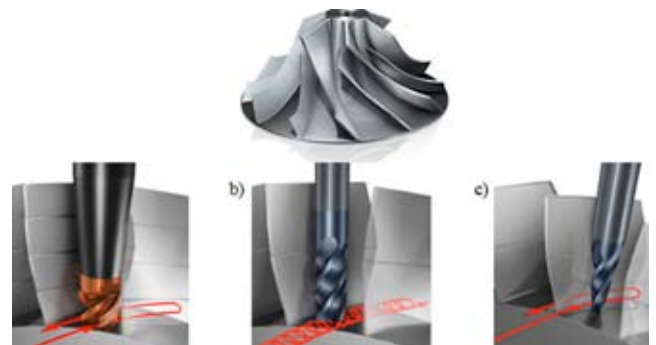


Rys. 10. Obróbka otworów o dużych średnicach (© SANDVIK)



Rys. 11. Obróbka wewnętrznych wybrań na przykładzie tarczy wentylatora lotniczego (© SANDVIK)

typu np. wirników turbin wykorzystywanych lotnictwie. Możliwe jest także automatyczne ustalenie wartości posuwów oraz obrotów na podstawie zaimportowanych lub ręcznie zdefiniowanych przez użytkownika baz materiałów oraz narzędzi. Systemy CAM pozwalają również symulację procesu obróbkowego na wirtualnej maszynie (Rys. 14).



Rys. 12. Sposób obróbki wirnika: a) zgrubna obróbka rowków - tytan, zgrubna obróbka rowków - Inconel, c) wykończeniowa obróbka profilu łopatki (© SANDVIK)

3. Nowoczesne technologie chłodzenia i smarowania w obróbce ubytkowej części lotniczych

Rozwój materiałów lotniczych oraz ciągłe polepszanie ich właściwości wytrzymałościowych zwiększa wymagania dotyczące technologii ubytkowego kształtowania elementów. Głównym problemem podczas obróbki trudnoskrawalnych materiałów lotniczych jest wysoka temperatura w strefie skrawania znacznie przyspieszająca proces zużycia narzędzi a co za tym idzie wzrost kosztów produkcji oraz pogorszenie, jakości wytwarzanych części. Wykorzystanie tradycyjnego chłodzenia podczas obróbki stopów tytanu czy superstopów często nie pozwala na efektywne obniżenie temperatury. Spowodowane jest to tendencją cieczy chłodzących do odparowywania w wysokich temperaturach. Pary chłodziwa powodują powstawanie płaszczka (blanket) zatrzymującego ciepło w obszarze strefy skrawania. W takim przypadku efektywność cieczy chłodzących znacznie maleje. Kierunkiem w rozwoju ubytkowego kształtowania elementów w przemyśle lotniczym mogą być nowoczesne metody chłodzenia i smarowania [9].



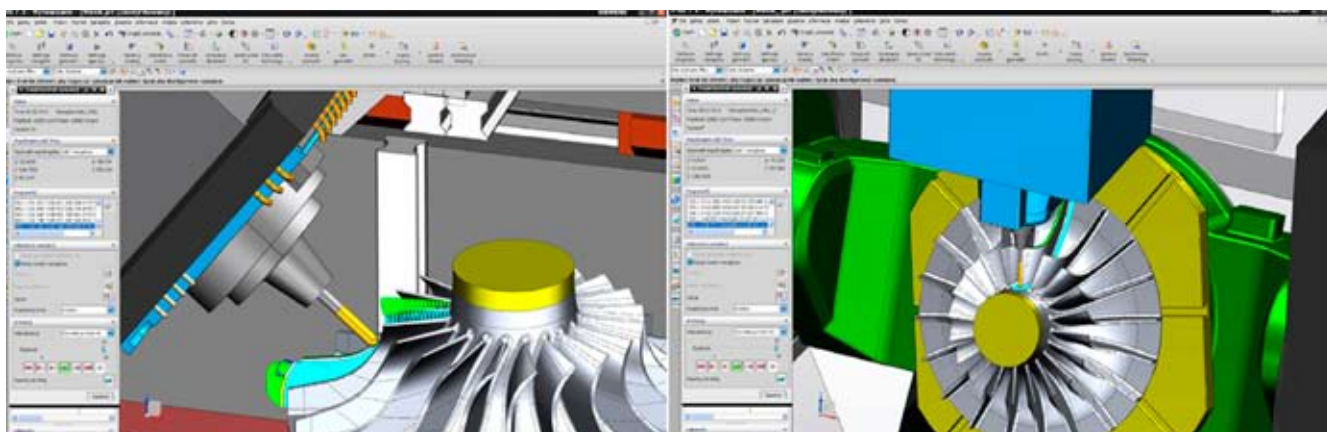
Rys. 13. Frezowanie zgrubne powierzchni wokół występu (© SANDVIK)

3.1 Obróbka kriogeniczna

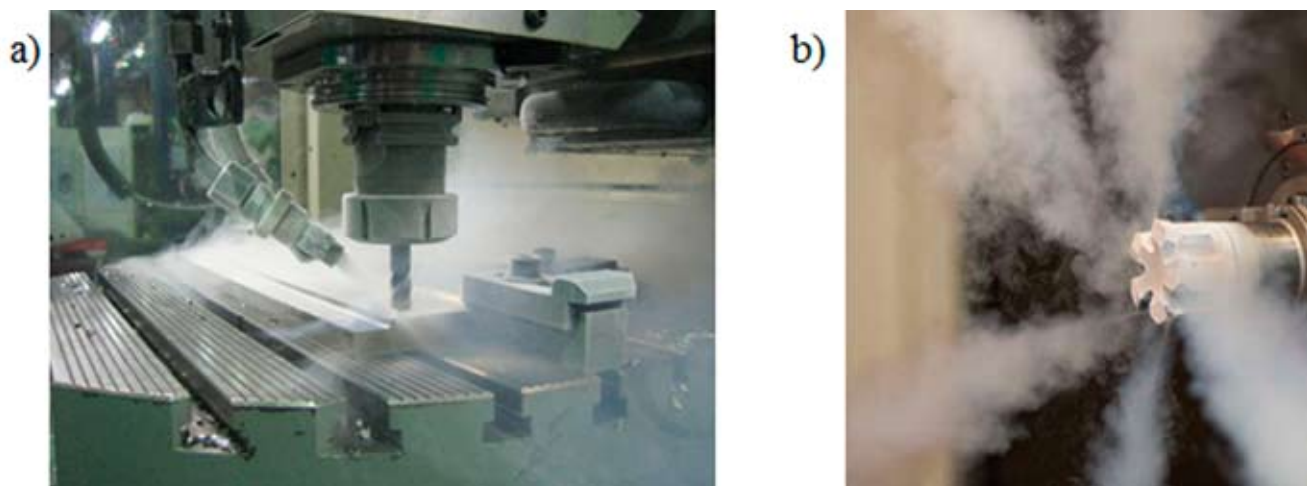
Jedną z rozwijających się technologii wytwarzania jest obróbka kriogeniczna. Ideą jest znaczne obniżenie temperatury (poniżej -150°C) w strefie skrawania. Czynnikiem chłodzącym jest zazwyczaj ciekły azot. Z uwagi na fakt, że gaz występuje w powietrzu jest on nieszkodliwy dla środowiska a co najważniejsze dla osób obsługujących maszyny. Ciekły azot w procesie obróbki kriogenicznej wyparowuje powracając do atmosfery, co dodatkowo eliminuje koszty utylizacji środka chłodzącego. W zależności od stosowanej technologii chłodzony może być obrabiany przedmiot, narzędzie lub oba jednocześnie. Jedną z metod kriogenicznego chłodzenia jest rozpylanie ciekłego azotu na powierzchni narzędzia bądź przedmiotu obrabianego lub ich całkowite zanurzenie w atmosferze azotu. Zewnętrzne rozpylanie (Rys. 15a) wymaga jednak wysokiej szybkości przepływu. Następuje również spadek wydajności procesu w wyniku odparowania azotu przed pokryciem powierzchni narzędzia lub obrabianego elementu. Wystę-

pują także metody natryskiwania ciekłego azotu poprzez specjalne mikrodysze znajdujące się wewnątrz narzędzia (Rys. 15b) [22, 21, 30].

Zaletą technologii kriogenicznej jest również mniej skomplikowana budowa systemów chłodzenia kriogenicznego w porównaniu do tradycyjnych technologii. W obróbce z konwencjonalnymi układami smarowania, najczęściej wykorzystywanym czynnikiem chłodząco-smarującym są emulsje. Składają się z oleju smarującego oraz wody, której zadaniem jest także chłodzenie. Inaczej jest w przypadku obróbki kriogenicznej, gdzie mieszaninę oleju i wody zastępuje jeden czynnik chłodzący – ciekły azot. Charakteryzuje się on również wyższą stabilnością i nie wymaga stosowania dodatkowych emulgatorów stabilizujących jak w przypadku emulsji na bazie olejów. Większość emulsji wykorzystywanych w obróbce skrawaniem zawiera również środki powierzchniowo-aktywne na bazie ropy naftowej. Ich wytwarzanie wiąże się z wydzielaniem szkodliwych dla środowiska produktów ubocznych, oraz koniecznością zapewnienia systemów do ich



Rys. 14. Przykłady symulacji procesu obróbki łopatek turbiny w systemie NX CAM [39]



Rys. 15. Chłodzenie kriogeniczne: a) natryskiwanie zewnętrzną dyszą, b) chłodzenie poprzez kanały wewnętrzne narzędzia [37]

utyliczacji. W konwencjonalnych systemach chłodzenia projektowane są również dodatkowe układy recyrkulacyjne zwiększające wymiary maszyn obróbkowych. Koszt redukcji, eksploatacji oraz utylizacji cieczy obróbkowych jest zatem znacznie wyższy niż w przypadku stosowania ciekłego azotu [21].

Ciekawe rozwiązanie opatentowała firma 5ME, polegające na wykorzystaniu płaszcza próżniowego w przewodach doprowadzających czynnik chłodzący. Celem jest zapewnienia niewielkiego przepływu ciekłego azotu przez maszynę, wrzeczono, narzędzie aż do obszaru krawędzi skrawających. Po dotarciu do obszaru skrawania azot odparowuje chłodząc ostrze nawet do -220°C . System pozwala zwiększenie maksymalnego obciążenia narzędzia oraz jego trwałości. Możliwe jest również programowanie prędkości przepływu czynnika chłodzącego dla każdego rodzaju narzędzia, tak by osiągnąć optymalne warunki obróbki.

Literatura przedmiotu wskazuje, że obróbka kriogeniczna może być skutecznie stosowana także w przypadku materiałów wykorzystywanych do konstrukcji komponentów lotniczych. Autorzy prac [4, 5, 29] wykazali, że zastosowanie obróbki z chłodzeniem ciekłym azotem wydłuża okres trwałości narzędzia podczas skrawania stopu Ti-6Al-4V. Inne przykłady skrawania trudnoskrawalnych stopów stosowanych w przemyśle lotniczym przedstawiono w pracach [3, 20]. Badania potwierdziły poprawę warunków skrawania stopu lotniczego Inconel 718 publikacjach był dzięki zastosowaniu chłodzenia ciekłym azotem. Zaobserwowano znaczny spadek temperatury w strefie skrawania oraz wzrost jakości obrabianej powierzchni. Zastosowana technologia chłodzenia pozwoliła również zmniejszyć zużycie narzędzia.

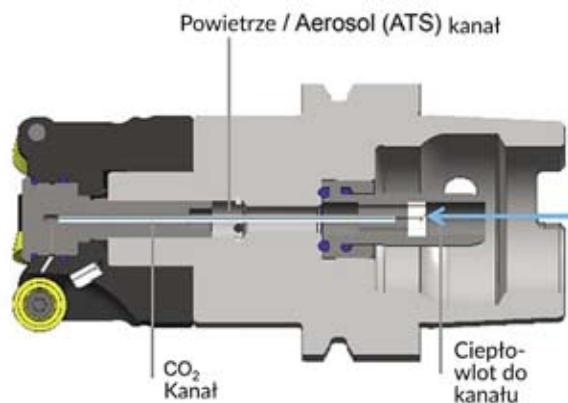
Główne korzyści wynikające z zastosowania chłodzenia kriogenicznego to m. in. [21, 21]:

- zrównoważony proces skrawania (czystszy i bezpieczniejszy dla środowiska);
- eliminacja kosztów utylizacji czynników chłodzących, smarujących;
- poprawa łamliwości wióra;
- szybsze usuwanie materiału bez wzrostu zużycia narzędzia;

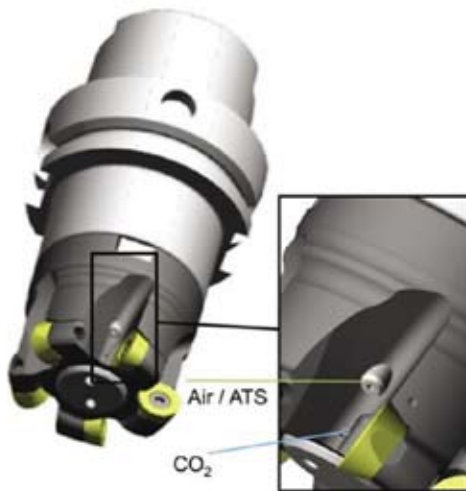
- zwiększona trwałość narzędzi, z uwagi na niższe zużycie ściernie i chemiczne;
- lepsza jakość powierzchni po obróbce;
- ułatwienie obróbki części z trudnoskrawalnych stopów szeroko stosowanych w przemyśle lotniczym;
- poprawa jakości powierzchni wytwarzanych elementów;
- mniejsze koszty narzędziowe.

3.2 Chłodzenie CO_2

Do metod obniżania temperatury w strefie skrawania za pomocą niekonwencjonalnego czynnika chłodzącego zalicza się również chłodzenie dwutlenkiem węgla. Dwutlenek węgla może być przechowywany w wysokociśnieniowych butlach. CO_2 rozpręża się w warunkach temperatury pokojowej i ciśnieniu atmosferycznym. Przy różnicy ciśnienia wynoszącej przynajmniej 50 barów powstaje mieszanina CO_2 w postaci „suchego śniegu” (ok 40%) oraz gazu (ok 60%) o niskiej temperaturze. Teoretyczna temperatura cząstek suchego śniegu wynosi ok. -79°C . Kryształy ulegają natychmiastowej sublimacji. W przypadku przemysłowych zastosowań CO_2 jako gazu procesowego, ze względów bezpieczeństwa, istotne jest umieszczenie urządzenia próżniowego powyżej obrabiarki w celu uniknięcia częściowej akumulacji gazu w powietrzu [14]. Medium



Rys. 16a. Konstrukcja nowoczesnych narzędzi do obróbki z chłodzeniem CO_2 [23]



Rys. 16b. Konstrukcja nowoczesnych narzędzi do obróbki z chłodzeniem CO₂ [23]



Rys. 17. Przykłady narzędzi z chłodzeniem wysokociśnieniowym (© SANDVIK)

chłodzące może być doprowadzane do krawędzi skrawającej analogicznie jak w przypadku innych metod chłodzenia, tj. przez zewnętrzne dysze lub wewnętrzne kanały w narzędziu. Na rysunku 16 przedstawiono przykładowe rozwiązanie konstrukcyjne narzędzia z wewnętrznym przewodzeniem czynnika chłodzącego.

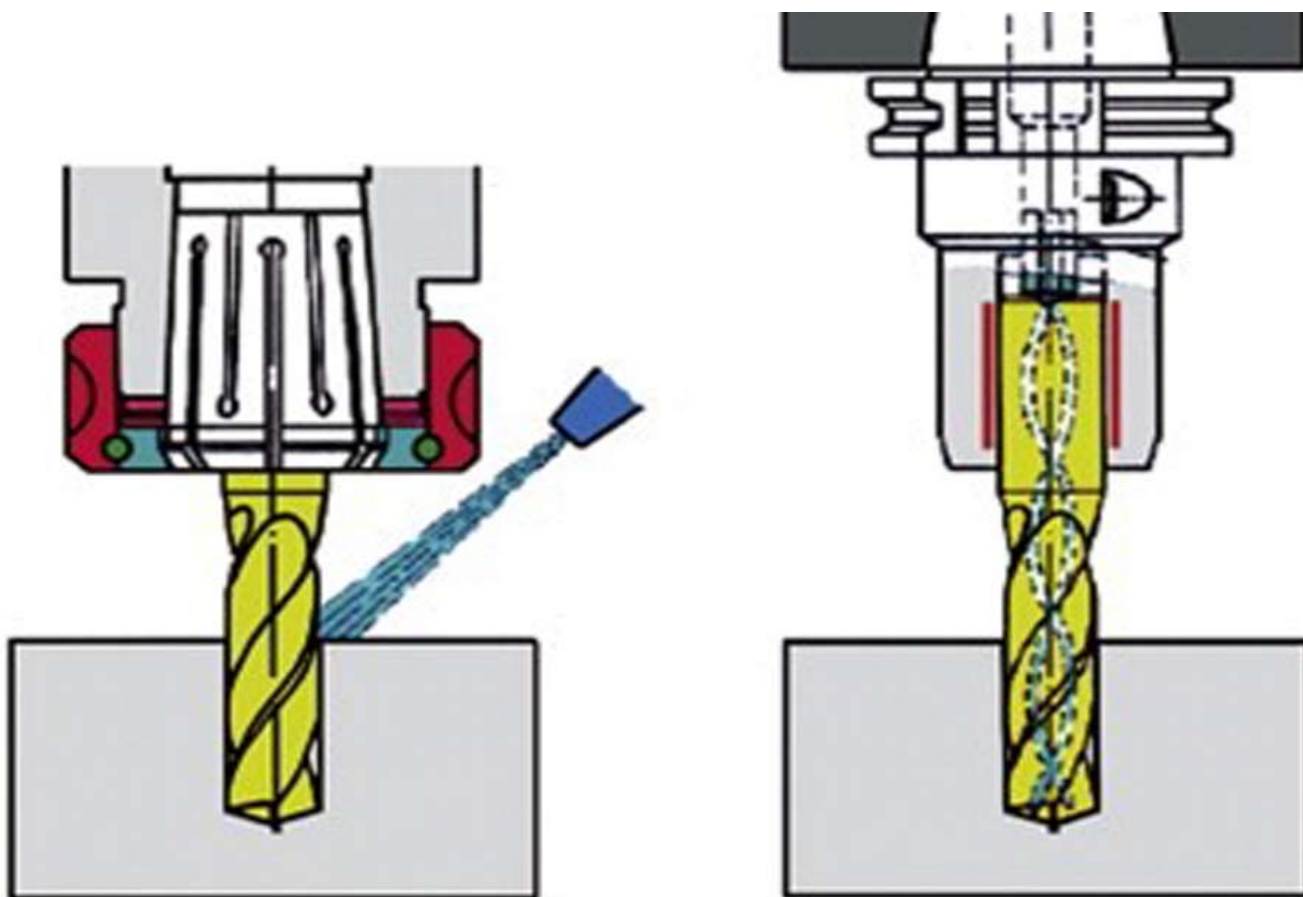
Zastosowanie suchego, czystego CO₂ jako czynnika chłodzącego pozwala na redukcję zużycia energii dzięki wyeliminowaniu skomplikowanych systemów chłodzenia. Wyniki badań przedstawione w pracy [14] potwierdzają możliwość zwiększenia trwałości narzędzia podczas obróbki trudnoskrawalnego stopu tytanu Ti-10V-2Fe-3Al, poprzez obniżenie temperatury w strefie skrawania dwutlenkiem węgla. Ponadto ten rodzaj chłodziwa ma bardziej przyjazny wpływ na środowisko naturalne, ponieważ w takim procesie nie są wytwarzane dodatkowe ilości CO₂, a zużyty czynnik jest uwalniany się do atmosfery analogicznie do dwutlenku węgla w napojach gazowanych. Przy pomocy tego medium chłodzącego można znacząco udoskonalić skrawanie, zwłaszcza intensywną temperaturowo obróbkę zgrubną tworzyw odpornych na wysoką temperaturę, szeroko stosowanych w przemyśle lotniczym. Użycie CO₂ w miejsce płynnych chłodziw, pozwala także na zwiększenie produktywności w procesach obróbki i wydłużeniu żywotności ostrza.

W realizacji określonych zadań w zakresie obróbki mechanicznej istnieje możliwość integrowania chłodzenia CO₂ z technologią minimalnego smarowania (MQL), co pozwala osiągnąć kolejne korzyści ze względu na dodatkowe działanie smarne. Przykładowe rozwiązanie zaprezentowali autorzy pracy [24]. Schemat systemu chłodzącego przedstawiono na rysunku 17. Badania dotyczyły zgrubnego toczenia stopu Inconel 750 stosowanego w budowie silników lotniczych. Autorzy wykazali m. in. możliwość zwiększenia szybkości usuwania materiału bez zmniejszenia trwałości narzędzia.

W łączeniu technologii chłodzenia dwutlenkiem węgla i technologii MQL istotne jest projektowanie nowych olejów natryskowych charakteryzujących się wysoką odpornością na niskie temperatury. Aktualna technika sprzętowa umożliwia zarówno oddzielne zastosowanie CO₂ lub smarowania z ilością minimalną przy użyciu układów doprowadzających od wewnątrz i z zewnątrz, jak i równoczesne połączenie obu mediów. Z tego względu podejmowane są dalsze badania, między innymi w zakresie porównania urządzeń, wpływu metod doprowadzania i łączonych olejów natryskowych.

3.3 Chłodzenie wysokociśnieniowe

Wśród zaawansowanych technologii chłodzenia wyróżnia się także chłodzenie wysokociśnieniowe. W metodzie tej środek chłodzący (smarujący) poprzez dysze podawany jest w postaci strumienia pod wysokim ciśnieniem, skierowanego pod odpowiednim kątem na ostrze narzędzia skrawającego. Wysokie ciśnienie umożliwia dokładne wnikiwanie chłodziwa do strefy skrawania. Dzięki temu generowane podczas obróbki ciepło może



Rys. 18. System wewnętrzny i zewnętrzny smarowania [13]

zostać skutecznie odprowadzone ze strefy skrawania („wytłoczone”). Pomiędzy wiórem a narzędziem tworzy się dodatkowo klin hydrauliczny. Zjawisko to zmniejsza długość odcinka oraz czas styku narzędzia z wiórem oraz zapewnia lepszy spływ oraz łamanie wióra, co znacząco wpływa na poprawę trwałości narzędzia [7, 9, 16, 28]. Badania prowadzone w tym zakresie wykazują, że odpowiednio zaprojektowany proces technologiczny wykorzystujący technologię chłodzenia wysokociśnieniowego, może być skutecznie implementowany także w obróbce trudnoskrawalnych stopów lotniczych [28]. Autorzy [16, 17] wykazali korzystny wpływ tej metody chłodzenia podczas skrawania stopu tytanu Ti-6Al-4V wykorzystywanego często w konstrukcji części dla przemysłu lotniczego. Badania potwierdziły możliwość zwiększenia wydajności obróbki poprzez wydłużenie okresu trwałości narzędzia, zmniejszenia sił skrawania czy lepsze warunki kształtowania i łamania wióra. Podobne korzyści z zastosowania technologii chłodzenia wysokociśnieniowego zaobserwowali autorzy prac [7, 10] przy próbach obróbki popularnego stopu lotniczego Inconel 718.

3.4 Obróbka z minimalnym smarowaniem

Sposobem na obniżenie kosztów wytwarzania związanych ze zużyciem oraz koniecznością utylizacji czynników chłodząco-smarujących jest zastosowanie obróbki z minimalnym smarowaniem MQL (ang. *Minimal Quantity*

Lubrication) bądź skrawania na sucho. Ideą tych technologii jest maksymalne ograniczenie wykorzystania cieczy obróbkowych w procesie skrawania. Obecnie najczęściej stosowanym środkiem smarującym w obróbce MQL są alkohole tłuszczowe i estry syntetyczne z uwagi na małą toksyczność oraz wysoką temperaturę zapłonu. Ponadto substancje te mogą być podawane w formie par lub aerozoli i doprowadzane do ostrza przez zewnętrzne dysze lub poprzez wrzeciono i specjalne kanaliki smarne w narzędziu. Technologia minimalnego smarowania znajduje zastosowanie szczególnie w przypadku skrawania stopów magnezu, które obecnie są często wykorzystywane do budowy niektórych części lotniczych. Kontakt stopów magnezu z wodą powoduje wydzielanie się wodoru co z kolei wiąże się z zagrożeniem wybuchu. Materiały te często obrabiane są na sucho, jednak całkowite wyeliminowanie smarowania może mieć niekorzystny wpływ na dokładność wymiarowo-kształtową oraz jakość powierzchni wytwarzanych elementów a także być przyczyną przyspieszonego zużycia narzędzi. Kompromisem w tym przypadku jest wykorzystanie technologii MQL [12, 13].

Implementacja metod MQL i smarowania na sucho w produkcji części lotniczych wykonywanych z materiałów trudnoskrawalnych jest dużo bardziej skomplikowana. Głównym powodem jest niska skrawalność stosowanych materiałów wynikająca między innymi ze słabej przewodności cieplnej. Brak czynnika chłodzącego uniemożliwia odprowadzanie dużej ilości ciepła powstającego podczas

obróbki. Jednakże dąży się do poszerzenia możliwości stosowania tego typu technologii także dla trudnoobrabialnych stopów lotniczych. Podejmowane są próby projektowania narzędzi o optymalnej geometrii, stosowania nowych materiałów narzędziowych oraz powłok charakteryzujących się zwiększoną twardością, wytrzymałością temperaturową czy zmniejszonym współczynnikiem tarcia [15].

4. Obróbka stopów lotniczych

W lotnictwie kluczową rolę odgrywają niska masa, wytrzymałość i bezpieczeństwo konstrukcji. W zawiązku z tym od materiałów stosowanych w przemyśle lotniczym wymaga się coraz lepszych właściwości wytrzymałościowych. Zauważalny jest spadek udziału procentowego metali takich jak stal, aluminium oraz ich stopy. Ich miejsce w konstrukcjach lotniczych zajmują nowoczesne stopy tytanu, superstopy czy materiały kompozytowe. Jednak zazwyczaj materiały charakteryzujące się takimi właściwościami często odznaczają się również ograniczoną skrawalnością.

4.1 Tytan i stopy tytanu

Jednym z coraz częściej stosowanych materiałów w przemyśle lotniczym jest tytan oraz jego stopy. Materiały te są często stosowane w przypadku elementów narażonych na korozję lub gdy wymagania temperaturowe przekraczają możliwości innych materiałów np. stopów aluminium [1, 6]. Ich udział w konstrukcjach nowoczesnych samolotów sięga nawet 20% ich całkowitej masy a typowe zastosowania to m. in. klapy do lądowania, elementy podwozia i układów hamowania, przegród ogniowe, gondole i podwieszenia silników, elementy strukturalne skrzydeł i inne [11]. Przykładowe zastosowania tytanu oraz jego stopów przedsta-

wiono na rysunkach 19 i 20. Główne zalety decydujące o wykorzystaniu tego typu materiałów to przede wszystkim wysoki stosunek wytrzymałości do masy. Stopy tytanu charakteryzują się również znacznie lepszą wytrzymałością zmęczeniową niż stopy aluminium, dlatego często są wykorzystywane do budowy silnie obciążonych grodzi czy ram np. w myśliwcach. Inne istotne cechy to wysoka odporność temperaturowa i zmęczeniowa [6].

Tytan zaliczany jest do materiałów trudnoskrawalnych z uwagi na:

- wysoką reaktywność chemiczną z materiałem narzędzi powodującą ich przyspieszone zużycie,
- słabą przewodność cieplną,
- niskim modułem Younga, powodującym odkształcenia podczas obróbki, szczególnie w przypadku elementów cienkościennych, często jest również przyczyną drgań samowzbudnych typu chatter negatywnie wpływających na proces obróbki,
- zachowanie twardości i wytrzymałości w podwyższonych temperaturach, co również ma negatywny wpływ na zużycie narzędzi.

Istnieją jednak pewne, ogólne zasady, które pozwalają na polepszenie warunków skrawania tytanu i jego stopów. Są to m. in.:

- Obróbka z małymi prędkościami w celu obniżenia temperatury skrawania. Niższa temperatura pozwala na wydłużenie żywotności stosowanych narzędzi,
- Głębokość skrawania powinna być równa (lub większa) od grubości utwardzonej warstwy w poprzednim przejściu,
- Stosowanie obfitego chłodzenia ułatwia odprowadzenie ciepła i wiórów oraz zmniejsza siły skrawania,
- Stosowanie narzędzi o ostrych krawędziach, zapewniających odpowiednią jakość obrobionej powierzchni,
- Zapewnienie odpowiedniej sztywności układu OUPN [6].



Rys. 18. System wewnętrzno i zewnętrzno smarowania [13]

4.2 Superstopy i nadstopy

Superstopy, podobnie jak stopy tytanu charakteryzują się odpornością na wysokie temperatury. Dzięki temu znalazły swoje zastosowanie w przemyśle lotniczym m.in. jako materiały stosowane w konstrukcjach silników (Rys. 21). Warunki skrawania zależne są od właściwości chemicznych stopu oraz dokładności przetwarzania metalurgicznego podczas produkcji. Istotne znaczenie ma również stan metalu, tzn. to czy został on wyżarzony, czy jest starzony. Materiały te można podzielić na trzy podstawowe grupy [19, 26, 27]:

- na bazie niklu, jest to najszerzej stosowana grupa superstopów, stanowią one ponad 50% masy zaawansowanych silników lotniczych. Szacuje się, że w przyszłości dla nowych konstrukcji lotniczych, wartość będzie wzrastać. Do najczęściej spotykanych rodzajów materiałów tej grupy należą m.in. Inconel 718, Udimet 720, Waspaloy, umacniany Inconel 625 [26],
- na bazie żelaza, które zostały opracowane na podstawie austenitycznej stali nierdzewnej, niektóre z nich charakteryzują się bardzo niskimi współczynnikami rozszerzalności cieplnej np. (Incoloy 909), dzięki czemu zawdzięczają swoją przydatność wałom pierścieni i obudów. Ze wszystkich trzech grup posiadają jednak najmniejszą odpornością na wysokie temperatury. Najpopularniejsze typy superstopów na bazie żelaza to m. in. Inconel 909, A286, Greek Ascoloy [26],
- na bazie kobaltu, w porównaniu ze stopami na bazie niklu odznaczają się doskonałą odpornością na korozję płomieniową w wysokich temperaturach. Są również znacznie droższe a procesy obróbki są utrudnione z uwagi na ich właściwości ściernie. Zastosowanie w konstrukcji turbin jest ograniczone do elementów najbardziej narażonych na oddziaływanie wysokich temperatur. Powszechnie występujące rodzaje to: CoCr, Haynes 25 oraz Stellite 31 [26].

Opisane właściwości superstopów są bardzo korzystne w przypadku konstrukcji lotniczych, ale jednocześnie utrudniają ich obróbkę. Zdolność do zachowania właściwości w podwyższonych temperaturach znacznie pogarsza ich skrawalność. Większość problemów napotkanych w trakcie obróbki wiąże się z nadmiernym wytwarzaniem ciepła oraz niską przewodnością cieplną superstopów, co powoduje odkształcania oraz przyspieszone zużycie narzędzia. Ponadto występuje zjawisko utwardzania materiału obrabianego elementu, które również znacząco pogarsza jego skrawalność. [9, 19].

Warunki podczas obróbki superstopów można poprawić stosując odpowiednie technologie. Można wyróżnić tutaj m. in. [9, 19]:

- stosowanie narzędzi o ostrych krawędziach,
- zapewnienie sztywności układu OUPN,
- stosowanie mocowań,
- duże kąty natarcia narzędzi,
- zmiana głębokości skrawania w przypadku wielu przejść,
- podawanie chłodziwa pod wysokim ciśnieniem,
- wykorzystanie technologii SPRT (ang. *Self-Propelled Rotary Tool*),

- obróbka kriogeniczna,
- obróbka plazmowa.

5. Podsumowanie

Współczesne konstrukcje lotnicze wymagają stosowania zaawansowanych technologii obróbkowych w celu uzyskania elementów o zakładanej wytrzymałości i trwałości, przy jednoczesnym spełnieniu warunków środowiskowych, szczególnie w zakresie energochłonności wytwarzania. Produkcja masowa stawia dodatkowe wymagania, szczególnie w zakresie dokładności obróbkowej oraz integracji technologicznej z komputerowym systemem sterowania obrabiarkami. Przedstawiono w artykule technologie są jedynie wybranym obszarem innowacyjnych działań przemysłu maszyn obróbkowych w zakresie badań i rozwoju. Stwierdza się, że nowoczesne technologie wytwarzania elementów na potrzeby przemysłu lotniczego wykorzystują tzw. strategię obróbkowe, czyli łączenie różnych metod, specjalizowane na rzecz wytwarzania określonych grup komponentów. Ponadto, zauważa się tendencje do zastępowania klasycznych materiałów lotniczych takich jak dural, stopami na bazie tytanu a także kompozytami metalowymi.

Zdaniem autora, kluczowym kierunkiem badań i rozwoju w zakresie technologii wytwarzania elementów struktur i napędów lotniczych jest obecnie dążenie do obniżenia energochłonności, minimalizacja emisji substancji szkodliwych a także wsrażanie materiałów biodegradowalnych.

Bibliografia:

- [1] Adamski W.: Impact of Modern Manufacturing Technologies at Aircraft Design. *Mechanik*, No. 12, 2015, pp. 1-5.
- [2] Adamski W.: Wybrane problemy projektowania i wytwarzania CAD/CAM w przemyśle maszynowym. Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 2012.
- [3] Aramcharoen A., Chuan S.: An Experimental Investigation on Cryogenic Milling of Inconel 718 and Sustainability Assessment. 6th CIRP International Conference on High Performance Cutting, HPC 2014, Vol. 14, 2014, pp.529-534.
- [4] Bermingham M.J., Palanisamy S., Kent D., Dargusch M.S.: A comparison of cryogenic and high pressure emulsion cooling technologies on tool life and chip morphology in Ti-6Al-4V cutting. *Journal of Materials Processing Technology*, 212, 2012, pp, 752-765.
- [5] Bermingham M.J., Kirsch J., Sun S., Palanisamy S., Dargusch M.S.: New observations on tool life, cutting forces and chip morphology in cryogenic machining Ti-6Al-4V. *International Journal Machine Tools &Manufacture*, Vol. 51, 2011, pp. 500-511.
- [6] Campbell F.C.: *Manufacturing Technology for Aerospace Structural Materials*. Elsevier, 2006.

- [7] Courbon C., Kramar D., Krajnik P., Pusavec F., Rech J., Kopac J.: Investigation of machining performance in high-pressure jet assisted turning of Inconel 718: An experimental study. *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, Vol. 49, No. 14, 2009, pp. 1114-1125.
- [8] Erdel B. P.: High-speed machining. Society of Manufacturing Engineers, 2013.
- [9] Ezugwu E.O.: Key improvements in the machining of difficult-to-cut aerospace superalloys. *International Journal of Machine Tools and Manufacture*. Vol. 45, No. 12-13, 2005, pp. 1353-1367.
- [10] Ezugwu E.O., Bonney J. Effect of high-pressure coolant supply when machining nickel-base, Inconel 718, alloy with coated carbide tools. *Journal of Materials Processing Technology*, Vol 153-154, 2004, pp.1045-1050.
- [11] Józwiak J., Tofil A.: Wybrane zagadnienia obróbki materiałów stosowanych w lotnictwie. *Obróbka Metalu*, No. 2, 2012.
- [12] Kuczmaszewski J., Zaleski K.: Obróbka skrawaniem stopów aluminium i magnezu. Politechnika Lubelska, 2015.
- [13] Lawal S., Choudhury I., Nukman Y.: A critical assessment of lubrication techniques in machining processes: a case for minimum quantity lubrication using vegetable oil-based lubricant. *Journal of Cleaner Production*. 41, 2013, pp. 210-221.
- [13] Machai Ch., Biermann D.: Machining of β -titanium-alloy Ti-10V-2Fe-3Al under cryogenic conditions: Cooling with carbon dioxide snow. *Journal of Materials Processing Technology*, Vol. 211, No. 6, 2011, pp. 1175-1183.
- [14] M'Saoubi R., Axinte D., Soo S. L., Nobel Ch., Attia H., Kappmeyer G., Engin S., Sim W-M.: High performance cutting advanced aerospace alloys and composite materials. *CRIP Annals – Manufacturing Technology*, 64, 2015, pp. 557-580.
- [15] Nandy A.K., Gowrishankar, Paul S.: Some studies on high-pressure cooling in turning of Ti-6Al-4V. *International Journal of Machine Tools and Manufacture*. Vol. 49, No. 2, 2009, pp. 182-198.
- [16] Palanisamy S., McDonald S.D., Dargusch S.: Effects of coolant pressure on chip formation while turning Ti6Al4V alloy. *International Journal of Machine Tools & Manufacture*, Vol. 49, 2009, pp. 4.
- [17] Palpandian P., Prabhu Raja V., Saish Babu S.: Stability Lobe Diagram for High Speed Machining Processes: Comparison of Experimental and Analytical Methods- A review. *International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology*. Vol. 2, No. 3, March 2013.
- [18] Patel R., Ronjan A.: Advanced Techniques in Machining of Aerospace Superalloys: A Review. *International Journal of Advance Research in Engineering, Science & Technology*, Vol. 2, No. 5, 2015.
- [19] Pusavec F., Hamdi H., Kopac J., Jawahir I.S. Surface integrity in cryogenic machining of nickel based alloy-Inconel 718. *Journal of Materials Processing Technology*, Vol. 211, No. 4, 2011, pp. 773-783.
- [20] Pusavec F., Kopac J.: Sustainability Assessment: Cryogenic Machining of Inconel 718. *Strojnicki Vestnik - Journal of Mechanical Engineering*, Vol. 57, No. 9, 2011, pp.637-647.
- [21] Pusavec F., Stoić A., Kopac J.: The role of cryogenics in machining processes. *Technical Gazette*, Vol. 16, No. 4, 2009.
- [22] Richter A.: Cryogenic machining systems can extend tool life and reduce cycle times. *Cutting Tool Engineering*, Vol. 67, No. 2, 2015.
- [23] Stephenson D.A., Skerlos S.J., King A.S., Supekar S.D.: Rough turning Inconel 750 with supercritical CO₂-based minimum quantity lubrication. *Journal of Materials Processing Technology*, Vol. 214, 2014, 673-680.
- [24] Taczyński P., Wawrzonkowski M.: Nowoczesne rozwiązania konstrukcyjne w obszarze narzędzi sterowanych i mechatronicznych dedykowanych dla różnych gałęzi przemysłu. *Mechanik*, No 3, 2015.
- [25] Superstopy Żaroodporne. Przewodnik po zastosowaniach. Sandvik.
- [26] Ulutan D., Ozel T.: Machining induced surface integrity titanium and nickel alloys: A Review. *International Journal of Machine Tools & Manufacture*, 51, 2011, pp. 250-280.
- [27] Vagnorius Z., Sorby K.: Effect of high-pressure cooling on life of SiAlON tools in machining of Inconel 718. *International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, Vol. 54, 2011, pp. 83-92.
- [28] Venugopal K.A., Paul S., Chattopadhyay A.B.: Tool wear in cryogenic turning of Ti-6Al-4V alloy. *Cryogenics*, Vol.47, 2007, pp. 12-18.
- [29] Yildiz Y., Nalbant M.: A review of cryogenic cooling in machining processes. *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, Vol. 48, No. 9, 2008, pp. 947-964.
- [30] http://www.apx.pl/files/339035012/img/obrobka_wieloosiowa.jpg (14.12.2015).
- [31] <http://www.mmsonline.com/articles/targeted-five-axis-machining> (14.12.2015).
- [32] <http://www.aeronamic.com/wp-content/uploads/2010/06/Impeller-1.jpg> (14.12.2015)
- [33] http://www.mapal.com/uploads/tx_templavoila/mech_aussteuer_gruppe_Kopie_06.jpg (14.12.2015)
- [34] <http://www.norstl.com/wp-content/uploads/2014/01/titanium-landing-gear-300x300.jpg> (14.12.2015).
- [35] https://tmstitanium.com/wp-content/uploads/Titanium_Aerospace-650x394.jpg
- [36] http://shopmetaltech.com/images/articles-2014/articles_2015/5ME_Cryo_HighFeedMill2.jpg (14.12.2015).
- [37] <http://www.sec.gov/Archives/edgar/data/814250/000095012310110284/l41250l41250z0010.gif> (14.12.2015).
- [38] http://www.cadblog.pl/CADblog_wszystko_o_CAM_2012.htm (14.12.2015).
- [40] <http://www.ith.fi/perch/resources/ultraflex-brochure.pdf> (14.12.2015).

Klub Pilotów Doświadczalnych i Inżynierów Prób w Locie oraz Spadochronowych Skoczków Doświadczalnych

Prof. ANDRZEJ TOMCZYK
Politechnika Rzeszowska



Rys. 1. Uczestnicy zjazdu Klubu Pilotów Doświadczalnych pod makietą samolotu PZL-36 Łoś G

1. Wstęp

Projektowanie i budowa sprzętu lotniczego jest zadaniem złożonym i wymaga wielu prób i eksperymentów, ale to ostatecznie piloci doświadczalni wydają opinię o zaletach i wadach statków powietrznych i ich wyposażeniu, zgodnie z łacińską maksymą: „Experimenta Corant Opus” – „Próby stanowią zwieńczenie dzieła”.

Pilot musi dysponować sporym doświadczeniem i wiedzą, aby osiągnąć status eksperta weryfikującego efekty zawodowej działalności konstruktorów, technologów i wykonawców sprzętu lotniczego. Taką renomą cieszą się piloci doświadczalni, będący elitą wśród lotników, legitymujący się znacznym dorobkiem w obszarze badań w locie.

2. Historia organizacji

Wiosną 1989 roku zrodziła się idea utworzenia organizacji integrującej środowisko zajmujące się badaniami i próbami w locie oraz pozwalającej na wymianę doświadczeń. Korzystając z pomocy Warszawskiego Oddziału Stowarzyszenia Inżynierów Mechaników Polskich 21 kwietnia 1989 roku uzyskano zgodę na utworze-

nie Klubu Pilotów Doświadczalnych, a 25 stycznia 1990 roku odbyło się pierwsze organizacyjne zebranie Klubu, na którym wybrano Zarząd Klubu - Ryszard Witkowski jako prezes oraz członkowie Zarządu: Jerzy Jędrzejewski, Jerzy Bereżański i Henryk Bronowicki. Uchwalono również Regulamin Klubu, kryteria członkostwa i zasady przyznawania odznaki „Pilot Doświadczalny”. Podjęto też uchwałę o corocznej organizacji spotkań członków KPD, w których mogą brać udział również członkowie rodzin i sympatycy Klubu.

W kolejnych latach poszerzano obszar specjalności lotniczych o skoczków doświadczalnych (1993) oraz inżynierów prób w locie (2002), ponieważ te grupy zawodowe mają bardzo istotny wkład w dziedzinie badań sprzętu lotniczego i stanowią integralną część zespołów prowadzących badania w locie. Tradycyjnie Klub posługuje się skróconą nazwą Klub Pilotów Doświadczalnych, ale w pełnym brzmieniu nazwa to: Klub Pilotów Doświadczalnych, Inżynierów Prób w Locie, Spadochronowych Skoczków Doświadczalnych.

W 2009 roku zastępowego prezesa Ryszarda Witkowskiego zastąpił Antoni Milkiewicz, a od 2016 roku pracą Zarządu KPD kieruje Zygmunt Mazan, którego wspierają sekretarz Jerzy Kędzierski, skarbnik Andrzej Pussak oraz członkowie Zarządu Henryk Krasowski i Stefan Weker.

3. Formy działalności Klubu

Obszar działalności Klubu ukształtował się w czasie już 32-letniej działalności i obejmuje:

- popularyzację techniki, historii i etosu lotnictwa poprzez publikacje i akcje odczytowe,
- przygotowanie opinii eksperckich i analiz oraz służenie konsultacjami na rzecz zainteresowanych organizacji i urzędów,
- honorowanie osiągnięć i utrwalanie pamięci o skoczках i pilotach doświadczalnych,
- organizowanie dorocznych spotkań Klubu dla wymiany doświadczeń, dzielenia się wspomnieniami i zacieśniania koleżeńskich więzi.

Coroczne spotkania Klubu organizowane były w różnych ośrodkach związanych z lotnictwem, m.in. w Warszawie, Dęblinie, Krakowie, Mielcu, na Żarze, w Bezmiechowej, Jeżowie Sudeckim, Bydgoszczy i Świdniku. Gospodarzami i organizatorami spotkań były aerokluby regionalne, Koła Seniorów Lotnictwa, przedsiębiorstwa i jednostki wojskowe, a także aktywni członkowie KPD.

4. XXX Zjazd Klubu Pilotów Doświadczalnych

W dniach od 13 do 15 października 2022 r. w Ośrodku Szkoleniowo-Wypoczynkowym Cyziówka odbyło się już 30-te spotkanie członków i sympatyków Klubu. Głównym punktem programu była wizyta w Zakładach PZL Mielec, a gospodarzami zjazdu byli mieleccy piloci doświadczalni. Uczestnicy spotkania zapoznani zostali z historią Zakładu, linią produkcyjną śmigłowców S-70i Black Hawk, halą montażu śmigłowców oraz wydziałem prób w locie. Produkcję zakładu PZL Mielec będącego obecnie częścią koncernu Lockheed Martin prezentował dyrektor Serwisu i Prób w Locie PZL mgr inż. Artur Wojtas oraz pilot doświadczalny Czesław Żywocki, natomiast o zaletach śmigłowca Black Hawk opowiadał pilot doświadczalny instr. mgr inż. Leszek Pawuła.

Opowieściom tym towarzyszył miły dla ucha pilotów dźwięk lotniczych silników kołujących i startujących samolotów M-28 i śmigłowców Black Hawk. Uczestnicy spotkania odwiedzili też siedzibę Aeroklubu Mieleckiego im. Braci Działowskich, gdzie mieli możliwość zapoznania się z historią i działalnością Aeroklubu oraz mogli zobaczyć postępy prac przy przywracaniu zdolności do lotu już historycznego egzemplarza samolotu TS-11 Iskra, będącego własnością Aeroklubu.

W drugiej części dnia uczestnicy zjazdu zwiedzili Park Historyczny „Blizna” k. Mielca, znajdujący się na terenie byłego niemieckiego poligonu broni rakietowej V-1 i V-2. Zgromadzono tam fragmenty latających bomb V-1 oraz rakiet bojowych V-2 odnalezionych na terenie poligonu i w okolicznych lasach. Warto przypomnieć, że w czasie niemieckiej okupacji polski ruch oporu przechwycił egzemplarz tego bardzo nowoczesnego uzbrojenia i przekazał jego fragmenty aliantom. Przewodnikiem po Parku była pani Renata Rusin, rodzinnie związana z Aleksandrem Rusinem, dowódcą oddziału AK, który brawurowym atakiem wyparł wycofujących się Niemców z terenu poligonu i dlatego nie zdołali oni zniszczyć instalacji wyrzutni rakiet. W zbiorach Parku znajdują się fragmenty bomb latających V-1 i rakiet V-2, wyposażenie stanowisk startowych, broń oddziałów stanowiących niemiecką załogę poligonu oraz pamiątki i dokumenty ilustrujące katorżnicze warunki pracy jeńców i robotników przymusowych wykorzystywanych w trakcie budowy i obsługi poligonu. Nad Parkiem góruje zaś makieta rakiety V-2 naturalnych rozmiarów, pozwalająca wyobrazić sobie stan ówczesnej techniki rakietowej i potencjalne skutki zastosowania jej na masową skalę podczas II Wojny Światowej.

Podczas uroczystej kolacji uczestnicy zjazdu wysłuchali sprawozdania Zygmunta Mazana, Prezesa KPD o działalności Klubu od poprzedniego spotkania do obecnego zjazdu oraz skarbnika Andrzej Pussaka przedstawiającego stan finansów Klubu. Minutą ciszy zebrani uczcili pamięć członków KPD, którzy odeszli w ciągu ostatniego roku, a wśród nich był również Ryszard Witkowski, pierwszy Prezes Klubu Pilotów Doświadczalnych. Dokonano uroczystego przyjęcia nowych członków Klubu, a p. Henryk Szkudlarz przedstawił zebrany zdjęcia z pobytu ekipy pilotów doświadczalnych w Indiach, gdzie dokonywali oblotów samolotów TS-11 Iskra eksportowanych do tego kraju z WSK Mielec. Prelekcja zawierała wiele interesujących informacji o historii, tradycji i zabytkach indyjskiego stanu Andhra Pradesh.

5. Uroczystość odsłonięcia tablic pamiątkowych

5. Uroczystość odsłonięcia tablic pamiątkowych

Jedną z form działalności Klubu Pilotów Doświadczalnych jest utrwalanie pamięci o ludziach polskiego lotnictwa, jego historii i osiągnięciach lotników. Wspólna inicjatywa Aeroklubu Krainy Jezior, Airbus Poland, Instytutu Lotnictwa i Klubu Pilotów Doświadczalnych doprowadziła do wykonania i umieszczenia na kamiennych postumentach na terenie lotniska Wilamowo w Kętrzynie dwóch tablic upamiętniających polskich pilotów agrolotnictwa i pilotów doświadczalnych. Uroczyste odsłonięcie tablic z udziałem lokalnych władz i szerokiej reprezentacji pilotów doświadczalnych, pilotów agrolotnictwa, przedstawicieli instytucji lotniczych oraz sympatyków lotnictwa odbyło się 24 września 2022 roku w siedzibie Aeroklubu Krainy Jezior. Przypomniane zostały lata intensywnej pracy agrolotniczych w kraju oraz w Afryce, Prezes KPD przedstawił historię i dokonania pokoleń polskich pilotów doświadczalnych.

W asyście poczty sztandarowej i przedstawicieli duchowieństwa odsłonięte zostały dwie pamiątkowe tablice, a zebrani odśpiewali kultowy „Marsz Lotników”. Uroczystość zakończyło spotkanie koleżeńskie, które było okazją do wspomnień i rozmów z dawno nie widzianymi przyjaciółmi, a także nawiązania nowych znajomości.

W materiale wykorzystano informacje z opracowania: R. Witkowski, 30 lat Klubu Pilotów Doświadczalnych. Akademickie Stowarzyszenie Lotnicze, Warszawa, 2021. Zdjęcia: A. Tomczyk



Rys. 2. Wierna kopia PZL-36G oraz tablica fundatorów samolotu-pomnika



Rys. 3. Dyskusje pod skrzydłem Łosia i Black Hawk nad mieleckim lotniskiem



Rys. 4. O historii poligonu Blizna opowiadała p. Renata Rusin



Rys. 5. Makieta rakiety V-2 naturalnej wielkości oraz latająca bomba V-1



Rys. 6. Czesław Żywocki (po lewej) i Zygmunt Mazan dyskutują oglądając oryginalne fragmenty rakiety V-2



Rys. 7. Miniony rok działalności Klubu i sprawy bieżące przedstawili Prezes KPD Zygmunt Mazan i skarbnik Andrzej Pussak



Rys. 8. Tablice upamiętniające polskich pilotów doświadczalnych i pilotów agrolotnictwa



Rys. 9. Odświeżenie tablicy upamiętniającej pilotów doświadczalnych. Od lewej: Andrzej Pussak, Zygmunt Mazan i Jerzy Kędziński



Rys. 10. Zygmunt Mazan (z prawej) przedstawia historię lotów doświadczalnych w Polsce, obok Stefan Weker, inst. pilot agrolotnictwa, również pilot doświadczalny

Pasażerskie samoloty naddźwiękowe

MACIEJ LIGAS

Politechnika Rzeszowska



Streszczenie

Niniejszy artykuł porusza temat historii, rozwoju i badań pasażerskich samolotów naddźwiękowych. Rozwój tych samolotów we wczesnych latach 60-tych XX wieku zaowocował powstaniem Concorde'a oraz Tu-144. Omówiono budowę Concorde'a z podziałem na 3 główne części: płatowiec, układ napędowy i awionika. Przedstawiono historię, rozwój i badania samolotu Tu-144. Zawarto informacje o wypadkach tego samolotu, które doprowadziły do zamknięcia projektu. Wspomniano również o projekcie amerykańskim projekcie samolotu naddźwiękowego Boeinga 2707, który również zakończył się porażką. Krótko zarysowano perspektywę przyszłości SST. Nowa era pasażerskich samolotów naddźwiękowych ma szansę na powodzenie dzięki takim projektom jak Lockheed Martin X-59 QueSST, czy Boom Overture.

Słowa kluczowe: Samolot pasażerski, lot naddźwiękowy, SST

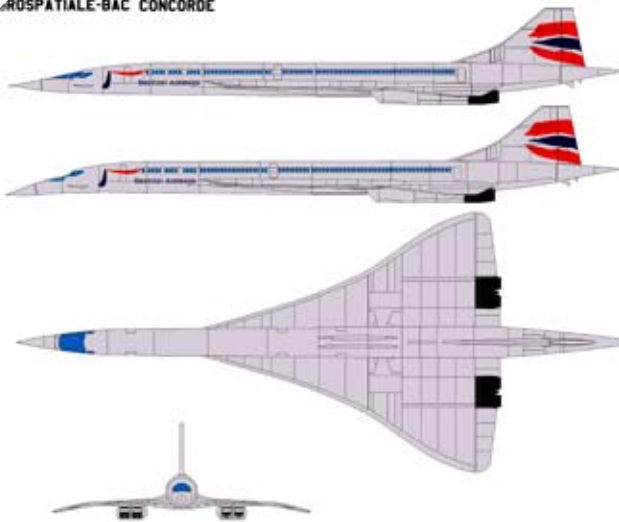
1. Wstęp

Mianem SST (ang. *Super Sonic Transport*) określa się cywilny samolot pasażerski, służący do przewozu pasażerów z prędkością większą od prędkości dźwięku. Prędkość dźwięku zależy od aktualnych warunków atmosferycznych. W atmosferze wzorcowej (warunki ISA, ang. *International Standard Atmosphere*) prędkość dźwięku to około 1226 km/h na poziomie morza [1]. Do dnia dzisiejszego jedynymi samolotami SST realizującymi regularne połączenia były: francusko-brytyjski Concorde oraz radziecki Tupolew Tu-144.

2. Historia SST

Pierwsze badania na rzecz technologii SST zaczęły się w połowie lat 50-tych XX wieku. Concorde powstał dzięki doświadczeniom czerpanym z sukcesów i porażek programów wojskowych i cywilnych, realizowanych wcześniej w Europie i Stanach Zjednoczonych. Był ewolucją modelu Bristol 223. W czasach, w których uważano, że duża prędkość podróży przełoży się bezpośrednio na wysokie zarobki przewoźnika, a firmy i rządy prześcigały się w opracowywaniu przełomowych technologii, samolot komunikacyjny pokonujący barierę dźwięku po prostu musiał powstać. Uznano, że taka produkcja jest naturalną ewolucją transportu lotniczego, a dążenie do jej stworzenia ustępowało jedynie programom kosmicznym [1]. Niemniej jednak, to Tupolew Tu-144 był samolotem, który pierwszy oderwał się od ziemi już 31 grudnia 1968 roku. Lot trwał 37 minut. Pierwszy raz przełamał barierę dźwięku 5 czerwca 1969 r. [2]. Wbrew powszechnej opinii, Tu-144 nie był pierwszym samolotem pasażerskim, któremu udało się przekroczyć legendarną barierę dźwięku. Niemal 10 lat wcześniej, w sierpniu 1961 roku sztuka ta udała się amerykańskiemu DC-8. Co prawda była to próba techniczna, związana z nowym projektem kształtu skrzydeł i samolot na pokładzie nie miał pasażerów. Niemniej w locie nurkowym osiągnął prędkość 1240 km/h, utrzymując ją przez kilkanaście sekund. Załogę stanowili: William Magruder (kapitan), Paul Patten (pierwszy oficer), Joseph Tomich (inżynier) oraz Richard H. Edwards (inżynier). Douglas DC-8 przez krótki czas służył w barwach PLL LOT, w latach 80-tych [4]. Dnia 26 maja 1970, Tu-144 jako pierwszy samolot cywilny pokonał prędkość Mach 2 [3]. Z kolei, Concorde

AÉROSPATIALE-BAC CONCORDE



Rys. 1. Samolot Concorde (rys. Covi DeviantArt bagera3005, via Wikipedia)

pierwszy raz wzbił się w powietrze 2 marca 1969 r., czyli nieco ponad 2 miesiące po Tu-144. Concorde 001 zbudowany przez Aérospatiale w Tuluzie przełamał barierę dźwięku 1 października 1969 r. i osiągnął prędkość Mach 2 podczas 102-go lotu testowego [5].

3. Concorde

3.1. Historia

Już w latach 50. XX wieku brytyjska firma Bristol Aeroplane Company oraz francuska Sud Aviation pracowały nad projektami samolotów, odpowiednio Bristol Type 223 oraz Super-Caravelle. Obydwaj producenci mieli wsparcie finansowe rządu. Brytyjska koncepcja supersonicznego statku powietrznego zakładała skrzydło typu delta o cienkim profilu dla 100-osobowego samolotu o zasięgu transatlantyckim. Francuzi zaś planowali stworzenie podobnej maszyny o średnim zasięgu. Na początku lat 60. obydwa projekty były wystarczająco zaawansowane do budowy prototypów, jednakże z powodu ogromnych środków potrzebnych do ich realizacji, rząd brytyjski wymógł na BAC znalezienia partnera do współpracy na arenie międzynarodowej. Jedynym państwem ukazującym zainteresowanie kooperacją okazała się Francja. Projekt umowy pomiędzy państwami został podpisany 28 listopada 1962 roku zawierający informacje o karze, jaka nastąpi po jej zerwaniu. Od tego czasu obydwa producenci stali się częścią nowych przedsięwzięć, odpowiednio British Aircraft Corporation oraz Aérospatiale. Początkowo planowano produkcję wersji dalekiego i średniego zasięgu. Ze względu na brak zainteresowania wśród potencjal-



Rys. 2. Kokpit samolotu Concorde (fot. Christian Kath, via Wikipedia)

nych kupców wersją średniodystansową, została ona porzucona. Przedsiębiorstwo przyjęło 100 zamówień od głównych linii lotniczych tamtego okresu [6]. Finalnie zbudowano 20 Concorde'ów, z których 14 pełniło służbę lotniczą. Resztę stanowiły 2 prototypy, 2 modele przedprodukcyjne i 2 modele produkcyjne. Część z nich obecnie można oglądać na wystawach w muzeach i na lotniskach. Nazwa „Concorde” pochodzi od francuskiego słowa *concorde* (ang. *concord*), która w obydwu językach oznacza zgodę, harmonię, a także unię. Pierwszy lot z pasażerami odbył się 21 stycznia 1976r., a ostatni został wykonany 26 listopada 2003 roku [6].

3.2 Konstrukcja Concorde'a

3.2.1 Kadłub samolotu

Głównym projektantem Concorde'a był Pierre Satre, a jego zastępcą Archibald Russell. Concorde odznacza się nietypowym wyglądem. Jest to dolnoptat w układzie delta. Nie posiada statecznika poziomego, steru wysokości ani lotek. Jego powierzchnie sterowe to ruchome końcówki na końcach skrzydeł. W języku angielskim nazywa się to *elevons*, jako połączenie *elevator* (ster wysokości) i *aileron* (lotka), zatem łączą w sobie funkcje lotek i steru wysokości. Trzy takie powierzchnie znajdują się na każdym skrzydle (2 zewnętrzne, 1 wewnętrzna) [7]. Poprzez zastosowane usterzenie typu delta i brak klap, wymaga się podchodzenia do lądowania na dużych kątach natarcia. Przy małej prędkości lotu, samolot leci w konfiguracji z dużym kątem natarcia, co ogranicza widoczność do przodu. Z tego powodu samolot posiada ruchomy nos. Przed startem piloci opuszczają nos samolotu do pozycji -5° , aby mieć lepszą widoczność pasa startowego. Na wysokości przelotowej nos „wprostowuje się”, zakrywając również ruchomą przyłbicę. Przed rozpoczęciem podejścia do lądowania, nos opuszcza się ponownie do pozycji -5° , natomiast końcowa faza podejścia, jako że Concorde podchodzi do lądowania przy znacznie większym kącie natarcia niż typowe odrzutowe samoloty pasażerskie, wymagane jest opuszczenie nosa do pozycji $-12,5^\circ$, aby zapewnić pilotom wymaganą widoczność. Opuszczany dziób jest dziełem firmy Marshalls z Cambridge [7].

3.2.2 Silniki

Silniki napędowe samolotu Concorde zrealizowały Rolls-Royce wspólnie ze SNECMA. Były to silniki turboodrzutowe Rolls Royce/SNECMA Olympus 593-610. Concorde ma 4 silniki napędowe, po 2 we wspólnych gondolach silnikowych. Zastosowano wloty o zmiennej geometrii. Aby pokonać barierę dźwięku, samolot wykorzystuje dopalacze w silnikach. Używane są one zarówno podczas startu, jak i pokonywania prędkości dźwięku (tj. od $M=0.95$ do $M=1.7$). Warto dodać, że na etapie projektowania rozważano wersje z 6, a nawet 8 silnikami, ostatecznie jednak zdecydowano się na 4 [7]. Concorde zużywał dwie tony



Rys. 3. Ostatni lot Concorde'a (fot. Wikipedia)

paliwa podczas kołowania. Aby zaoszczędzić paliwo, po wylądowaniu włączone zostawały tylko dwa zewnętrzne zespoły napędowe. Ich ciąg, ze względu na niską masę samolotu u celu podróży, był wystarczający do kołowania na lotnisku. Silnik Olympus 593 posiadał siedmiostopniową sprężarkę osiową niskiego ciśnienia oraz siedmiostopniową sprężarkę wysokiego ciśnienia. Spręż wynosił 15.5:1, ciąg maksymalny bez dopalacza 139.4 kN, oraz 169.2 kN z dopalaczem [8].

3.2.3 Awionika

Inżynierowie Concorde'a wprowadzili wiele nowości w zakresie wyposażenia elektronicznego. Zastosowano technikę *fly-by-wire*, która w innych samolotach pojawiła się 15 lat później. Aby ułatwić pracę załodze, w samolocie zastosowano pełny zestaw systemów automatycznego sterowania lotem. Samolot posiada 2, w pełni zintegrowane autopiloty AFCS (*Auto Flight Control System*), system stabilizacji lotu, 2 systemy automatycznego sterowania ciągiem silników oraz 2 niezależne systemy chwytu powietrza, a także 3 komputery nawigacji bezwładnościowej. Concorde jest również przystosowany do automatycznego lądowania w warunkach kategorii 3A (RVR: 200 m, DH 100 ft). Samolot wyposażony jest w PFCU (*Power Flying Control Units*), jednostki, które poruszają powierzchniami sterowymi. Concorde wyposażony jest w 3 PFCU pod każdym skrzydłem oraz 2 na stateczniku pionowym. Każda jednostka PFCU, zasilana hydraulicznie, steruje niezależnie jedną z 8 powierzchni sterowych (po 3 powierzchnie sterolotek na każdym skrzydle i 2 powierzchnie steru kierunku na ogonie). Polecenia wydawane przez pilota są wykrywane przez sensory samolotu i przekazywane jako sygnały elektryczne do PFCU. Concorde wyposażony jest

w 2 elektronicznie kanały transmisji sygnałów (1 aktywny i 1 rezerwowany), oraz 1 system mechaniczny, przekazujący bezpośrednio ruchy kolumny sterowej do PFCU. Autopilot Concorde posiadał dodatkowo specjalny tryb TURB, który pomagał zachować stabilność samolotu (zwiększając tym samym komfort podróży) w strefie silnej turbulencji [7].

3.3. Ciekawostki

- Concorde osiągał prędkość ponad Mach 1 tylko nad obszarem nie zamieszkanym (nad lądem było to zabronione). Zwykle, na trasie np. Londyn–Nowy Jork, samolot wznosił się po starcie do poziomu FL280 (ok. 8500 m), po czym utrzymywał wysokość i prędkość Mach 0.95 do czasu, gdy znalazł się nad oceanem. Wówczas kapitan włączał dopalacze i samolot zaczynał się wznosić i pokonywać barierę dźwięku. W trakcie typowego rejsu, samolot zajmował wysokość pomiędzy FL500 - FL600 (15 200–18 300 m) [7],
- W trakcie przejścia z poddźwiękowych do naddźwiękowych prędkości lotu, ma miejsce ruch środka parcia ku krawędzi spływu. W przypadku Concorde'a maksymalne przemieszczenie środka parcia wynosiło około 1,5 metra. Dodatkowy zbiornik w usterezeniu ogonowym służy do regulacji położenia środka ciężkości. Zespół pomp przetłaczał paliwo między zbiornikami, zapewniając odpowiednie wyważenie samolotu. Przejście do lotu ponaddźwiękowego wymagało przepompowania paliwa do tyłu (ang. *aft transfer*), natomiast przed lotem poddźwiękowym przepompowywano paliwo z powrotem do przodu [7],
- Mimo, iż na wysokości przelotowej panowała temperatura około -57°C , na skutek tarcia kadłub samolotu oraz jego nos rozgrzewają się na tyle że niewiele materiałów lotniczych wytrzyma taką temperaturę (kadłub zwiększał swoją temperaturę o 95°C a nos samolotu o 127°C). W niektórych miejscach konieczne było zastosowanie w niektórych stopy tytanu, przy czym większość struktury samolotu wykonana jest ze stopów aluminium. Wymagało to również opracowania nowych metod obróbki. Główne części strukturalne frezowano z monolitycznego prefabrykatu duralu miniowego, dzięki czemu zmniejszono liczbę elementów składowych i zwiększono wytrzymałość konstrukcji. Warto również dodać, że na skutek różnicy temperatur, kadłub samolotu „wydłużał się” podczas lotu ponaddźwiękowego o ponad 200 mm [7]. Zjawisko to wykorzystał inżynier pokładowy przygotowujący do muzealnej „emerytury” ostatniego Concorde'a należącego do British Airways, który za przyzwoleniem pierwszego pilota, podczas ostatniego lotu umieścił w szczelinie kompensacyjnej swoją czapkę, aby została tam na zawsze i mogła być podziwiana przez zwiedzających wewnątrz samolotu,
- Wynikiem układu aerodynamicznego, Concorde startował i lądował przy dużym kącie natarcia. Aby uniknąć uderzenia ogonem o nawierzchnię drogi startowej (ang. *tail-strike*), Concorde posiadał dodatkowe, wysuwane koło jezdne na ogonie, które zabezpieczało-

tylną część kadłuba oraz silniki przed uszkodzeniem podczas startu i lądowania. W praktyce jednak, kołodotyka nawierzchni bardzo rzadko [6]. Typowa prędkość lądowania wynosiła 274 km/h,

- Jedyne wypadek Concorde'a miał miejsce we wtorek, 25 lipca 2000 r. Samolot Concorde 203, F-BTSC lecący z Paryża do Nowego Jorku, rozbił się 60 sekund po starcie po rozerwaniu opony, które spowodowało pęknięcie zbiornika paliwa. To zapoczątkowało sekwencję zdarzeń, które doprowadziły do pożaru i awarii 2 silników, a następnie katastrofy samolotu. Łącznie 109 osób, 100 pasażerów i 9 członków załogi poniosło śmierć na miejscu. Zginęły również 4 osoby w miejscowym hotelu, na który spadły szczątki samolotu. Zgodnie z ustaleniami śledztwa przeprowadzonego przez francuską komisję badania wypadków lotniczych (BEA), przyczyną wypadku był tytanowy pasek leżący na pasie startowym, który odpadł z samolotu DC-10 linii Continental, startującego pięć minut wcześniej [6],
- Ze względu na małe zapotrzebowanie, produkcja Concorde zakończyła się na egzemplarzu 216 (G-BOAF). Kolejny egzemplarz, 217, miał być samolotem o zmienionej i ulepszonej konstrukcji. Co więcej, gdyby wprowadzono go do eksploatacji, prawdopodobnie samolot odniósłby większy sukces. „Concorde B” miał mieć silniki o mocy większej o 25%, co pozwalało wyeliminować dopalacze, a więc i znacząco zmniejszyło zużycie paliwa. Samolot miałby na nowo zaprojektowane skrzydło, sloty na krawędzi natarcia skrzydeł oraz zwiększoną pojemność zbiorników paliwa, co pozwalałoby na zwiększenie zasięgu do 8000 km. Ulepszona wersja, pierwszy raz została ujawniona zaledwie 4 miesiące po rozpoczęciu regularnych połączeń w 1976 roku [7].

4. Tupolev Tu-144

4.1. Historia

Historia Tu-144 była skomplikowana i pełna niecodziennych wydarzeń. Od początku programu rozwoju samolotu wydarzyły się dwa wypadki i miało miejsce wiele problemów technicznych, z których jedynie kilka rozwiązano skutecznie. Po zakończeniu obsługi pasażerów 1 czerwca 1978 r., przyszłość projektu stała się niepewna, a pozostałe samoloty w latach 80-tych zostały zdegradowane do latających laboratoriów. Kiedy program Tu-144 wydawał się całkowicie skasowany, pojawiła się nowa nadzieja po podpisaniu z NASA i innymi firmami amerykańskimi kontraktu na opracowanie SST XXI - wieku, co pozwoliło na powrót Tu-144, który był utrzymywany do w stanie sprawności w latach 1996-1999 roku. W 1995 roku Tu-144D (CCCP-77114) został przebudowany kosztem 350 mln USD. Ten samolot oznaczony jako Tu-144LL został zarejestrowany jako RA-77114. Jednym z ulepszeń było zastosowanie silników Kuznietsov NK-321. Tupolew, Rockwell, NASA oraz inne amerykańskie firmy



Rys. 4. Tu-144, sfotografowany podczas Paris Air Show - Le Bourget, czerwiec 1997 (fot. Christian Volpati)

połączyły siły i użyły Tu-144LL jako stanowiska testowego na cele komercyjnego programu badawczego. W sumie, w latach 1996–1997 wykonano 27 lotów. Pomimo technicznego sukcesu, program został odwołany w 1999 r. Samolot do dziś jest przechowywany w Porcie Lotniczym Żukowski [9].

Pośpiech związany z chęcią wyprzedzenia Concorde'a sprawił, że program Tu-144 cierpiał z powodu licznych usterek. W roku 1971, w drodze z Paryża do Moskwy piloci zgłosili kolejną awarię. Sytuacja stała się na tyle dramatyczna, że Tu-144 musiał lądować awaryjnie. Na drugi dzień mieszkańcy Warszawy ze zdziwieniem przeczytali w prasie, że na lotnisku Okęcie wylądował z kurtuazyjną wizytą pierwszy na świecie ponaddzwiękowy samolot pasażerski, aby zaprezentować się obywatelom stolicy Polski. Wszyscy żałowali, że ta kurtuazyjna wizyta była niezapowiedziana, przez co nie udało się przygotować odpowiedniego materiału filmowego z lądowania wyjątkowej maszyny na polskiej ziemi. Takich „kurtuazyjnych” wizyt na innych lotniskach doczekano się więcej.

4.2. Rozwój

Prototyp o nazwie „044” został zbudowany w fabryce MMZ w Moskwie i zmontowany w centrum prób Żukowski. Oblot miał miejsce ostatniego dnia 1968 roku, pilot doświadczalny Elyan wykonał 37-minutowy lot testowy. Już podczas tego lotu zaczęły pojawiać się pierwsze problemy. Obejmowały one silne wibracje i przegrzewanie ogona ze względu na lokalizację silników. W prototypie nr 4 silniki zostały umieszczone w jednej linii, u spodu kadłuba [3].

Pierwszy przedprodukcyjny samolot serii „004” wystartował po raz pierwszy dnia 1 czerwca 1971 roku. Najbar-

ziej zauważalną zmianą było umiejscowienie silników, które umieszczono parami obok kadłuba. Rozwiązało to problemy z wysoką temperaturą ogona a także wyeliminowało wibracje. Zwiększono również powierzchnię skrzydła, aby poprawić osiągi w locie. Kadłub został wydłużony i mieścił fotele dla 150 pasażerów. Kolejnym ulepszeniem było dodanie dwóch powierzchni sterowych, zwanych *canard* w przedniej części kadłuba, na rzecz zwiększenia stabilności podczas startu i lądowania. W efekcie, układ samolotu zamienił się na typ „kaczka” [3].

Łącznie zbudowano pięć przedprodukcyjnych samolotów Tu-144S. Ostatni z nich, samolot 03-1, był później pierwszym modelem Tu-144D, kiedy został ponownie przebudowany w 1976 roku [3].

4.3. Silniki

Podczas rozwoju Tu-144 silniki stały się jednym z najważniejszych elementów programu rozwojowego. Samolot konstruowano i budowano z uwzględnieniem znacznych rozmiarów dostępnych silników. Kiedy zasięg lotu prototypu okazał się mniejszy niż oczekiwano, płatowiec i silniki zostały zmodernizowane w celu uzyskania lepszych osiągnięć. Nie osiągnięto ich, dopóki nie zainstalowano nowych silników, co miało miejsce w modelu Tu-144D, ale w owym czasie program został już anulowany. Niemal dziesięć lat później, jeden z samolotów został reaktywowany do celów testowych i wyposażony w silniki od samolotu Tu-160. Finalnie, samoloty Tu-144 latały z czterema różnymi typami silników [9]. Tu-144S potrafił osiągać maksymalną prędkość Macha 2,35, jednak aby samolot mógł utrzymać prędkość naddźwiękową, dopalacze musiały być cały czas włączone, co wiązało się z bardzo dużym zużyciem paliwa. W kwietniu 1978 do służby weszła nowa wersja

samolotu, oznaczona Tu-144D, wyposażona w silniki turbodrzutowe RD-36-51A. Niższe zużycie paliwa pozwalało wydłużyć zasięg samolotu. W planach była wersja z powiększonymi skrzydłami i zbiornikami paliwa, wstępnie oznaczona Tu-144DA. Chociaż planowano wyposażyć Tu-144D w odwracacze ciągu w silnikach zewnętrznych, nigdy tego nie zrealizowano a spadochron hamujący był niezbędny do zatrzymania samolotu na bezpiecznym dystansie [9].

4.4. Wypadki samolotów Tu-144

- W niedzielę, 3 czerwca 1973 roku wydarzył się wypadek samolotu Tu-144S o numerze 01-2 zarejestrowanym jako CCCP-77102, ze skutkiem śmiertelnym. Maszyna rozbiła się podczas lotu pokazowego w Paryżu. Do dziś nie są znane przyczyny tej katastrofy. W momencie, gdy załoga próbowała wyprowadzić samolot z głębokiego nurkowania, samolot rozpadł się pod wpływem przeciążenia. Zginęło 6 członków załogi na pokładzie, również 8 osób w Goussainville, gdzie spadły szczątki samolotu. Ponadto, 25 mieszkańców Goussainville zostało rannych [9],
- We wtorek, 23 maja 1978 r. wydarzył się drugi śmiertelny wypadek samolotu Tu-144D o numerze 06-2 zarejestrowanym jako CCCP-77111. Podczas lotu próbnego pęknięcie przewodu paliwowego spowodowało wyciek 8 ton paliwa do prawego skrzydła. Dwa silniki zostały wyłączone przez alarm pożarowy, ale awaria trzeciego silnika zmusiła do awaryjnego lądowania na polu w pobliżu Jegoriewska. Samolot został spalony, a następnie zezłomowany. Zginęło 2 członków załogi na pokładzie, a 6 zostało rannych [9].

5. Amerykański SST- Boeing 2707

Amerykanie również dołączyli do wyścigu, którego celem było zbudowanie ponaddzwiękowego samolotu pasażerskiego. Niezbyt chętnie informowano o przebiegu prac, ale badania nad rozwojem technologii SST ruszyły pełną parą jeszcze w latach 50-tych. W przedsięwzięciu udział wzięty między innymi firmy Lockheed i Boeing. Jeden z wariantów projektu amerykańskiego przewidywał skrzydła o zmiennej geometrii, co było innowacją w lotnictwie cywilnym. W czerwcu 1963 roku prezydent Kennedy oficjalnie zagwarantował pomoc rządu w realizacji celu programu. Stało się to tuż po tym, jak rodzime linie lotnicze wyraziły chęć zakupu ponaddzwiękowych samolotów od Anglii i Francji, co wyglądało na deprecjonowanie amerykańskich osiągnięć. Boeing, który w tym czasie pracował nad modelem 2707, mógł liczyć na finansowe wsparcie ze strony administracji federalnej. Projekt 2807 znacznie się różnił od konstrukcji europejskich. Ponaddzwiękowa maszyna Boeinga miała przewozić 300 osób z prędkością 3000 km/h. Zatem planowano samolot nieporównywalnie większy i szybszy. Jednak w roku 1971 nastąpił niespo-

dziewany zwrot. Stany Zjednoczone definitywnie zrezygnowały z budowy szybkiego samolotu pasażerskiego.

Powody tej decyzji były oczywiste. Należy mieć na uwadze, że kwestia budowy takiej maszyny to nie tylko prestiż i rywalizacja rozwiązań technicznych. To także rywalizacja o podłoże politycznym. Podobny charakter miał wyścig technologiczny związany z lotem na Księżyc, który Amerykanom udało się wygrać. Choćby nawet z największą estymą patrzeć na pasażerskie odrzutowce, to zwycięstwo w lądowaniu na Srebrnym Globie skutkowało większym prestiżem, niż zbudowanie nawet nadzwyczaj szybkiego samolotu. USA wygrały wyścig kosmiczny, więc lotnicza rywalizacja przestała mieć znaczenie. Tym bardziej, że w programie SST wystąpiło opóźnienie w stosunku do programów realizowanych w Europie i ZSRR. Drugi powód związany był z pojawieniem się innej konstrukcji lotniczej. W 1970 roku służbę rozpoczął Boeing 747. Popularny Jumbo Jet zabierał na pokład kilka razy więcej pasażerów, leciał dalej i był znacznie tańszy, niż planowany naddzwiękowiec B747 przewoził miliony ludzi i był źródłem wielkich dochodów dla linii lotniczych. Czas pokazał, że Amerykanie mieli rację. Liczby pasażerów przewożonych przez samoloty Boeing 747 nie da się porównać z wyni-



Rys. 5. Samolot Tupolew Tu-144 w widoku z przodu (fot. Christian Volpati)

kami Concorda, a tym bardziej Tu-144. Dla USA, Jumbo Jet stanowił gwarancję zysków. Dodatkowo zapewniał kilku liniom amerykańskim utrzymanie się w ściślejszej czołówce najaktywniejszych przewoźników na świecie. Realizacja projektu SST nie oferowała takich korzyści, za to gwarantowała eskalację kosztów i była obciążona ogromnym ryzykiem. Po sukcesie lotu na Księżyc, Amerykanie nie mieli ochoty wydawać kolejnych milionów dolarów na mniej spektakularne a jednocześnie ryzykowne przedsięwzięcie. Tym samym, w wyścigu na skonstruowanie pasażerskiego samolotu ponaddzwiękowego rywalizowały tylko trzy państwa: Anglia wraz z Francją i ZSRR [4].



Rys. 6. Demonstrator technologii X-59 queSST (fot. Lockheed Martin Corporation)

6. Współczesne programy badań i rozwoju samolotów ponadźwiękowych

Obecnie prowadzone są równolegle co najmniej dwa programy związane z opracowaniem i wdrożeniem nowego samolotu naddźwiękowego do przewozów pasażerskich.

6.1. Lockheed Martin X-59 QueSST

NASA oraz zespół Lockheed Martin Skunk Works prowadzą badania nad problemem gromu dźwiękowego (ang. *sonic boom*). Doświadczalny samolot X-59 QueSST (*Quiet SuperSonic Technology*) zostanie użyty m. in. do badań reakcji społeczności w zakresie akceptowalności tzw. cichego gromu dźwiękowego, generowanego przez unikalną konstrukcję samolotu. Wyniki badań pomogą dostarczyć organom regulacyjnym informacji niezbędnych do ustalenia akceptowalnego poziomu dźwięku hałasu naddźwiękowego, aby znieść zakaz komercyjnych podróży naddźwiękowych nad obszarami zamieszkanymi. Oblot X-59 planowany jest na rok 2022, po kilku lotach próbnych samolot zostanie przekazany NASA. Testy w locie rozpoczną się w 2024 r. [10].

6.2. Boom Overture

Program Overture firmy Boom czerpie inspirację z doświadczeń i technologii zastosowanych w samolo-

cie Concorde. Przy opracowaniu strategii rozwojowej, zwrócono uwagę na istotne niedogodności programu Concorde, odniesione do czasów współczesnych. Przede wszystkim, chodzi o energochłonność lotu, zużycie paliwa i obciążenie środowiska. Założyciel i dyrektor generalny firmy Boom, Blake Schollwraz z zespołem zdefiniowali trzy cele strategii rozwoju nowego ponadźwiękowca: szybkość, bezpieczeństwo i zrównoważony rozwój [12].

Przyszły ponadźwiękowy samolot pasażerski Boom Overture ma zabierać na pokład 88 pasażerów. Obecnie, testowany jest załogowy model latający w skali 1:3, oznaczony jako XB-1. Masa modelu wynosi ok. 6 ton, na jego pokładzie znajdują się dwa miejsca załogi, pilota i inżyniera prób w locie.

Demonstrator ma służyć do prowadzenia prób w locie, których wyniki przełożą się na kształt i szczegóły konstrukcji wersji pełnowymiarowej [13]. Planuje się, że pierwsze loty testowe XB-1 miały ruszyć w 2021 roku. Oficjalna strona Boom podaje, że budowa modelu Overture ma rozpocząć się w 2022 roku. Warto wspomnieć, że demonstrator XB-1 znalazł się na liście najlepszych innowacji roku 2021, opublikowanej przez Time.

Innymi samolotami, które być może w przyszłości będziemy oglądać na niebie, a o których już możemy się czegoś dowiedzieć na oficjalnych stronach internetowych producentów są: Spike S-512 Supersonic Business Jet, a także Aerion AS2, obecnie wspierany m.in. przez firmę Boeing, a także General Electric Aviation.

7. Podsumowanie

Wyniki badań na rzecz zaawansowanych technologii lotu ponaddzwiękowego a także coraz większa potrzeba szybszego podróżowania, szczególnie na trasach transoceanicznych, mogą sprawić, że era SST powróci w nowej, ulepszonej formie. Współczesne zespoły badawczo-rozwojowe prowadzą prace nad rozwiązaniami nowych konstrukcji, opierając się na doświadczeniach programów Concorde i Tu-144. Jednakże, obecne uwarunkowania, szczególnie środowiskowe i ekonomiczne, stanowią barierę trudną do pokonania. Tym bardziej, obecne programy badawcze lotów ponaddzwiękowych są również okazją dla studentów i absolwentów kierunków lotniczych, chcących uczestniczyć w tworzeniu nowych samolotów pasażerskich.

Bibliografia:

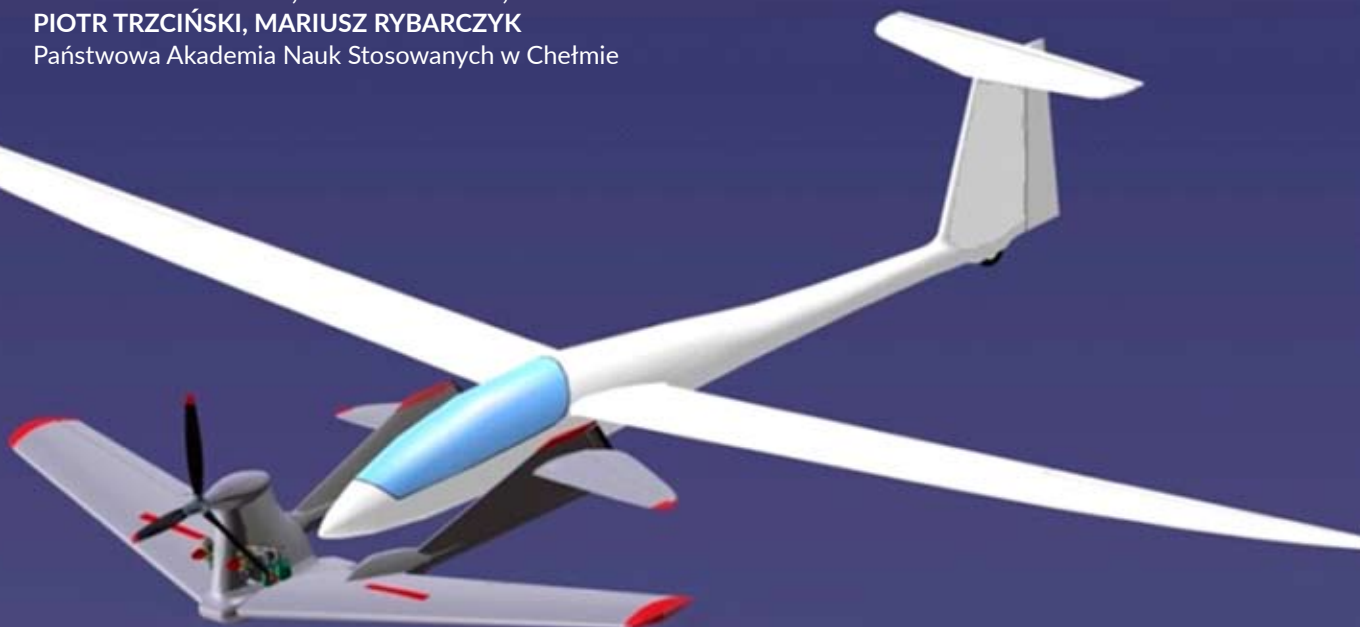
- [1] Marek Góreski: Concorde - więcej niż samolot. Cześć I. <https://www.magnum-x.pl/artukul/concorde-wiecej-niz-samolot-czesc-i> [dostęp 19.04.2021]
- [2] RETROSPECTIVE: Tu-144 beats Concorde to first flight. <https://www.flightglobal.com/programmes/retrospective-tu-144-beats-concorde-to-first-flight/130810.article>
- [3] Gostar den Daas: Tupolev Tu-144, 2012 <https://www.aviamagazine.com/factsheets/aircraft/tu144/> [dostęp 19.04.2021]
- [4] Jerzy Lemański: Tu-144. Zwycięstwo, czy porażka. Cz.II <http://nmt.waw.pl/wp-content/uploads/2020/06/Tu2.pdf> [dostęp 19.04.2021]
- [5] The day Concorde flew into the history books. 02.03.2019 <https://www.airbus.com/newsroom/stories/concorde-day.html> [dostęp 19.04.2021]
- [6] Concorde. Celebration an aviation icon. <http://www.concordesst.com> [dostęp 19.04.2021]
- [7] Lotnictwo cywilne. Concorde - opis konstrukcji. <http://www.lotnictwocywilne.pl/concorde7.html> [dostęp 19.04.2021]
- [8] Concorde Olympus 593 MK.610 Engines. <https://www.heritageconcorde.com/concorde-olympus-593-mk610-engines> [dostęp 19.04.2021]
- [9] Tu-144 SST. Flying forever on the Internet. <http://www.tu144sst.com/index.html> [dostęp 20.04.2021]
- [10] X-59 QueSST. <https://www.lockheedmartin.com/en-us/products/quesst.html> [dostęp 20.04.2021]
- [11] Oficjalna strona firmy Boom. <https://boomsupersonic.com/overture> [dostęp 20.04.2021]
- [12] Speed, Safety, Sustainability: Boom's three core principles, 02.09.2020 <https://blog.boomsupersonic.com/speed-safety-sustainability-booms-three-core-principles-d4cac0dc2bc2> [dostęp 20.04.2021]
- [13] Oto Boom Overture. Następca Concorde'a ma pokonać trasę Londyn - Nowy Jork w 3,5 godzin, 14.09.2020 <https://www.komputerswiat.pl/artykuly/redakcyjne/oto-boom-overture-nastepca-concordea-ma-pokonac-trase-londyn-nowy-jork-w-35-godziny/x0se7tq> [dostęp 20.04.2021].



Rys. 7. Załogowy model XB-1 (Copyright © 2022 Boom Supersonic)

Trendy rozwojowe cywilnych bezzałogowych statków powietrznych

TOMASZ MUSZYŃSKI, PIOTR SKORUPA,
PIOTR TRZCIŃSKI, MARIUSZ RYBARCZYK
Państwowa Akademia Nauk Stosowanych w Chełmie



Rys. 1. Zespół szybowca i BSP-holownik, wersja 2 (rys. T. Muszyński)

Streszczenie

W artykule przedstawiono wybrane zagadnienia rozwoju cywilnych bezzałogowych statków powietrznych. Przeanalizowano aktualne trendy rozwojowe w zakresie koncepcji, układów konstrukcyjnych, napędowych a także materiałów stosowanych w budowie bezzałogowców. Przedstawiono dwa projekty bezzałogowych statków powietrznych zrealizowane w Państwowej Akademii Nauk Stosowanych w Chełmie, bezzałogowy holownik szybowców oraz bezzałogowy paczkomat.

Słowa kluczowe: BSP, holowanie szybowców, transport bezzałogowy, dostawa paczek.

Wprowadzenie

Obecnie w Polsce działa kilka tysięcy firm, produkujących kompletne lotnicze systemy bezzałogowe bądź ich komponenty. Według niezależnych źródeł pod względem wartości obrotów w tym sektorze gospodarki jesteśmy w pierwszej piątce na świecie. Intensywnie rozwijamy na świecie kierunkiem zastosowania bezzałogowców to drony stosowane do transportu towarowego [4]. Tego typu drony buduje wiele firm, w tym również firma Ritex z Dolnego Śląska. Innym potencjalnym zastosowaniem

tego typu maszyn jest przewożenie leków w nagłych wypadkach lub dostarczenie ważnych dokumentów. Czas ich przewozu można skrócić kilkukrotnie, w zależności od ukształtowania terenu [1]. Drony są już wykorzystywane do koordynowania akcji ratunkowych przy klęskach żywiołowych. Kolejną wyróżniającą się firmą jest UAVS Poland Sp. z o., produkującą BSP Aquila. Aquila jest bezzałogowcem w układzie śmigłowca, ważącym 32 kg, posiadającym udźwignię 10 kg. Jest to w pełni autonomiczny statek powietrzny, wykonujący samodzielny pionowy start, lot po zdefiniowanej trasie i pionowe lądowanie. Dron jest w stanie utrzymywać się w powietrzu przez ok. 2 godzin a jego maksymalny pułap lotu to 1500 m. Rozpiętość łopaty głównego wirnika wynosi 2m. Aquila może być używany przez firmy geodezyjne do obrazowania terenu lub np. firmy z sektora energetycznego do inspekcji infrastruktury przesyłowej.

Nowa koncepcja pasażerskiego drona JETSON ONE została opracowana przez Tomasza Patana współzałożyciela i głównego inżyniera firmy JETSON. Jest to jednoosobowy dron, który waży 86 kg i jest w stanie przewozić pilota o masie 95 kg.

W dalszej części artykułu przedstawiono dwa innowacyjne projekty i realizacje bezzałogowych statków powietrznych, opracowane w Państwowej Akademii Nauk Stosowanych w Chełmie.

2. Bezzałogowy holownik szybowców

2.1 Koncepcja bezzałogowego holownika szybowców

Jedną z koncepcji nowego zastosowania bezzałogowców jest holownik szybowców, opracowany przez pracowników Państwowej Akademii Nauk Stosowanych w Chełmie. Tradycyjny start szybowca odbywa się najczęściej z wykorzystaniem samolotu holującego lub wyciągarki. Na niektórych szybowiskach górskich możliwe jest również rozpędzanie szybowców do startu przy pomocy lin gumowych lub poprzez taką lokalizację miejsca startu, że przy sprzyjających warunkach, szybowiec może osiągnąć prędkość wystarczającą do samodzielnego lotu poprzez stoczenie się w dół zbocza. Po osiągnięciu odpowiedniej wysokości pilot szybowca wyczepia linę holowniczą i szybowiec rozpoczyna samodzielny lot. Zastosowanie każdego z tych systemów startu wymaga udziału minimum dwóch dodatkowych osób. Hol za samolotem jest kosztowny, natomiast pozostałe rozwiązania mają istotne ograniczenia. W proponowanym rozwiązaniu, istnieje możliwość zmniejszenia liczby osób obsługujących start szybowca oraz masy zespołu holownik- szybowiec co zmniejsza znacznie zużycie energii (paliwa). Celem projektu jest opracowanie holownika zintegrowanego z szybowcem, sterowanego przez pilota w fazie startu i zdolnego do samodzielnego powrotu na lotnisko.

2.2 Rozwój konstrukcji

Zbudowano i przetestowano cztery wersje tego BSP w układzie stałopłata, obecne prowadzone są prace nad zastosowaniem układu wielowirnikowca. Pierwsza koncepcja opierała się na statku powietrznym w układzie dolnopłata, ze śmigłem ciągnącym, dwoma belkami ogonowymi, pomiędzy które mocowany jest kadłub szybowca. Druga wersja była modyfikacją pierwszej polegającą na zmniejszeniu wysokości wieżyczki oraz zastosowaniu podwozia czterokołowego, z kołami głównymi umieszczonymi z przodu. W trzeciej wersji prototypu zdecydowano się również na odsunięcie usterzeń pionowych od kabiny, co przy skośnym skrzydle pozwoliło na skrócenie belek ogonowych oraz obniżono położenie usterzenia poziomego. W czwartej wersji zastosowano układ stałopłata w postaci latającego skrzydła ze śmigłem ciągnącym. Istotą rozwiązania jest wyposażenie BSP w mechanizm mocowania do szybowców i system sterowania umieszczony w szybowcu, co umożliwi przemieszczanie połączonych BSP i szybowca na ziemi oraz ich lot silnikowy. Rozwiązanie obejmuje BSP-holownik, naziemną stację kontroli lotu i dodatkowy system sterowania umieszczony w szybowcu. System monitoringu i sterowania wstępnie oparto o system GPS. BSP-holownik składa się z płatowca z układami płatowcowymi,



Rys. 2. Jetson One [3]

zespołu napędowego, oraz układu zdalnego sterowania, autopilota z systemem stabilizacji i wyposażenia - kamery z przesyłem obrazu i dźwięku w czasie rzeczywistym od BSP do operatora, systemu monitoringu lotu.

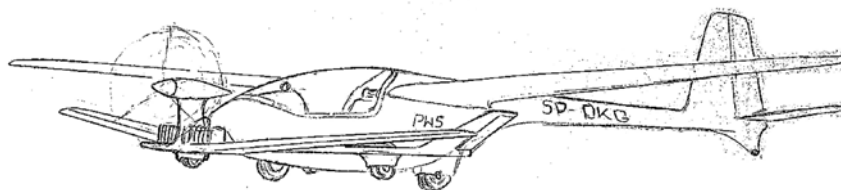
2.3 Badania modeli bezzałogowego holownika szybowców

W celu sprawdzenia charakterystyk aerodynamicznych modelu holownika przeprowadzono badania w tunelu aerodynamicznym. Model holownika wykonano w postaci latającego skrzydła z usterzeniami kierunku na końcówkach skrzydła służącymi jednocześnie jako elementy podtrzymujące skrzydło oraz połączonego zespołu szybowca z holownikiem. Model szybowca oparto na geometrii SZD-55 Promyk.

Podany wyżej układ teoretycznie powinien się zachowywać jak układ kaczka (wychylenie klapo-lotek holownika powoduje moment obracający względem osi Y układu). Niewiadomą była charakterystykę równowagi podłużnej połączonego zespołu szybowca z holownikiem oraz ogólny wpływ odchylenia strug za skrzydłem holownika na charakterystyki aerodynamiczne połączonego zespołu szybowca z holownikiem. Układ badany był w tunelu aerodynamicznym niskiej prędkości Aerolab znajdującym się w laboratorium mechaniki płynów w Centrum Studiów Inżynierskich należącym do Państwowej Wyższej Szkoły Zawodowej z Chełmie.

Obydwie geometrie zostały zamodelowane w programie Siemens Solid Edge oraz wydrukowane na drukarce 3D metodą FDM z polilaktydu (w skrócie PLA). Materiał ten wykazał wystarczającą wytrzymałość przy takim zastosowaniu oraz został wybrany jako materiał łatwy oraz odpowiednio szczegółowy do druku.

Ważnym etapem badań było określenie najlepszego położenia holownika względem szybowca. wielkość nazy-



Rys. 3. Szkic zespołu szybowca PW5 i holownika z podwoziem z przednim punktem podparcia. Pierwsza wersja holownika z roku 2016 (rys. T. Muszyński)



Rys. 4. Tunel aerodynamiczny Aerolab w PANS Chełm, z modelem wewnątrz komory pomiarowej



Rys. 5. Model zespołu holownik-szybowiec w komorze tunelu aerodynamicznego



Rys. 6. Badania zespołu przy różnych wartościach kąta zaklinowania pomiędzy skrzydłem holownika i skrzydłem szybowca

waną często dekalązem geometrycznym. Dekalż równy zero oznacza zerowy kąt pomiędzy płaszczyznami cięć skrzydła holownika i skrzydła szybowca.

2.4 Próby w locie modeli bezzałogowego holownika

Na bazie dotychczasowych doświadczeń oraz przy wykorzystaniu wyników badań w tunelu aerodynamicznym, zaprojektowano i zbudowano większe modele przeznaczone do prób w locie. Początkowo zakładano, że wystarczające jest połączenie szybowca z holownikiem w oparciu o istniejące na szybowcach zaczepy holownicze -przedni linki holowniczej ciągniętej za samolotem oraz dolny zaczep do liny wyciągarki. Założono także zastosowanie dodatkowych dwóch punktów oporowych w formie poduszki powietrznej. W praktyce już do lotu poziomego niezbędne było sterowanie klapołtkami holownika, które w tym przypadku wspomagały ster wysokości szybowca. Lot w zespole posiadał więc właściwości układu z trzema powierzchniami nośnymi, przy czym był bardziej zbliżony do układu „kaczka” niż klasycznego ze względu na znacznie większą powierzchnię sterową położoną przed skrzydłem w porównaniu z powierzchnią sterową położoną za skrzydłem. Ponadto sztywność „skrętna” zespołu okazała się zbyt mała – przy sterowaniu przechyleniem szybowca płyty szybowca i holownika zmieniały położenie względem siebie, co doprowadziło to do rozbicia obu modeli. W wyniku niepomyślnych prób w locie stwierdzono iż sztywność skrętna zespołu jest niewystarczająca. Opracowano kolejną koncepcję (wersje 3 i 4) zakładając usztywnienie połączenia poprzez dodanie nakładek, zamocowanych na podwójnym usterzeniu pionowym i opierających się na krawędzi natarcia skrzydła szybowca. Rozwiązanie to pozwoliło w sposób znakomity zwiększyć sztywność skrętną zespołu i oprzeć sterowanie przechyleniem w czasie lotu w zespole wyłącznie o sterowanie lotkami szybowca, które położone są w odległości od osi obrotu ponad dwukrotnie większej niż lotki holownika. Przeprowadzone próby w locie wykazały jednak niedostateczną stateczność kierunkową zespołu.

2.5 Perspektywy rozwoju i dalsze badania

Obecnie prowadzone są prace zarówno nad dopracowaniem wersji stałopłata jak również nad zastosowaniem quadrokoptera jako holownika. Elektryczny napęd wydaje się być właściwy dla urządzenia mającego zastosowanie w organizacjach szkoleniowych, kształcących pilotów do licencji szybowcowej. Wstępne obliczenia obciążenia elektrycznego pokazują, że w przypadku holu jednoosobowego szybowca bez problemu powinna zostać osiągnięta długotrwałość lotu powyżej 15 minut co powinno wystarczyć na 10-cio kilometrowy



Rys. 7. Pierwsza wersja ramy bezzałogowego paczkomatu



Rys. 8. Drugi prototyp bez skrzyni bezzałogowego paczkomatu

promień działania wokół lotniska. BSP-holownik o dużej długości lotu z napędem silnikiem spalinowym, o masie całkowitej ok. 160 kg mógłby być zastosowany w organizacjach w których potrzebne są loty o większej długości lotu. Na każdym etapie możliwe będą korekty założeń konstrukcyjnych. Zostanie wybrane optymalne rozwiązanie aby osiągnąć zakładane charakterystyki w locie połączonych BSP i szybowca. Konieczne będzie dokładne określenie charakterystyk układu, określenie optymalnych wielkości poszczególnych elementów BSP w tym powierzchni sterujących. Opisane rozwiązanie konstrukcyjne zdaniem autorów może stanowić ciekawą propozycję dla ośrodków szkolenia szybowcowego, firm przewozowych trudniących się dostawą niewielkich produktów w trudno dostępnym terenie.

3. Bezzałogowy paczkomat

3.1 Koncepcja bezzałogowego paczkomatu

Projekt bezzałogowego statku powietrznego z kadłubem z przegródkami i systemem kodowanego odbioru przesyłek zakłada opracowanie BSP zdolnego do transportu towarów na zamówienie takich jak paczki kurierskie lub artykuły gastronomiczne jak np. pizza. Dron wyposażony

jest w panel numeryczny, który po wpisaniu odpowiedniego 4-cyfrowego kodu, spowoduje otwarcie odpowiedniej szuflady z paczką. Paczkobiorca zamawiający towar dostaje kod za pośrednictwem dedykowanej aplikacji, a w razie jakichkolwiek problemów może posilkować się systemem audiowizualnym. System informuje jak należy odebrać przesyłkę oraz pozwala na skontaktowanie się z działem pomocy w przypadku wystąpienia komplikacji. Dron po wystartowaniu z bazy załadunkowej powinien być w stanie autonomicznie dolecieć do 3 punktów odbioru, układając swoją trasę w taki sposób by była ona jak najbardziej optymalna, a następnie powrócić do bazy, gdzie zostaną wymienione jego akumulatory i zostanie ponownie załadowany.

3.2 Rozwój konstrukcji bezzałogowego paczkomatu

Według projektu, system bezzałogowego paczkomatu składa się z następujących elementów:

- platforma na bazie quadcoptera,
- przedział CARGO z systemem kodowania,
- system dwustronnej komunikacji audio-video,
- system autonomicznego lotu ze stanowiskiem kontroli lotu.

Prototyp systemu przeszedł pomyślnie dwa etapy prób, przy czym każdy etap zakładał wykonanie testów długości lotu, funkcji autonomicznych oraz parametrów zapewniających stabilny i płynny lot. Pierwsza platforma BSP została wykonana z drewnianej płyty wyciętej przy pomocy obrabiarek CNC. Ramiona wykonano z rur duraluminiowych a elementy złączne zostały wydrukowane na drukarce 3D z PLA. Konstrukcja o rozpiętości 0,9 m, była wyposażona w 4 silniki EMAX MT Series MT5210 160KV, każdy o mocy 600 W. BSP wyposażony był w dwa akumulatory o łącznej pojemności 16 Ah co pozwalało na 20 minut lotu



Rys. 9a. Kompletna platforma bezzałogowego paczkomatu, wersja prototypowa



Rys. 9b. Kompletna platforma bezzałogowego paczkomatu, wersja prototypowa

w zawieszce z obciążeniem 5 kg. Warto nadmienić fakt, że lot w takiej konfiguracji zużywa mniej energii elektrycznej, niż lot poziomy z racji że ciężar silników równoważy ciężar własny konstrukcji.

Kolejna wersja rozwojowa wykonana była w głównej mierze z aluminium (płyty, ramiona, podwozie). Rozwiązanie z drukami 3D zostało udoskonalone i dostosowane do nowych potrzeb. Zmieniony również został materiał z którego zostały wykonane druki na PETG, wykazujący lepsze właściwości wytrzymałościowe oraz większą odporność na drgania. Masa samej platformy wzrosła do 14,5 kg. Jeżeli MTOM (Maximum Take Of Mass- maksymalna masa startowa) wynosiła by powyżej 25 kg, dron musiałby zostać zarejestrowany w ULC (Urząd Lotnictwa Cywilnego) jako dron specjalnego zastosowania, wymagający certyfikacji. W BSP zostały wykorzystane silniki T-MOTOR P80 120kV. Do silników zostały przymocowane 30" carbonowe śmigła o skoku 1,5" kręcące się w konfiguracji „do wewnątrz”. Silniki z tymi śmigłami zdolne są do wytworzenia łącznie 80 kg ciągu, co pozwoliło na zwiększenie masy platformy oraz ładowności. Znaczący wpływ na ciężar konstrukcji mają 2 akumulatory o pojemności 22 Ah. Zostały podłączone szeregowo, co przekłada się na wzrost napięcia ale nie zwiększa pojemności układu. Podwozie sprężyste wykonane z profili aluminiowych zostało zastąpione układem amortyzowanym, dającym możliwość lądowania na nierównym terenie oraz z większym obciążeniem.

Próby podczas lotu były wykonywane zgodnie z harmonogramem prób, który zakładał w pierwszej kolejności wywarzenie i ustawienie prawidłowych parametrów PID do ręcznego sterowania BSP. Dzięki temu dron wykonywał skoordynowane zakręty, samoczynnie się stabilizował oraz utrzymywał stałą wysokość. Następnym etapem było zaprogramowanie drona do wykonywania autonomicznego startu i lądowania oraz oblotu uprzednio zaplanowanej trasy wg wskazań GPS.

Pierwsza wersja prototypu została wyposażona w skrzynię ładunkową z recyklingu, która pierwotnie miała być zamocowana do spodu platformy. Podczas prób okazało się, że wygodniejszym i bardziej bezpiecznym dla odbiorcy przesyłki rozwiązaniem jest umieszczenie skrzyni ładunkowej na górnej powierzchni płatowca drona. Przedział CARGO w rozwojowej wersji znalazł się

na górnej części, dostęp do paczki odbywa się z pominięciem płaszczyzny obrotu śmigła. Zwiększyło to bezpieczeństwo i poprawiło dostęp do przegródek, przy czym klawiatura pin-pad znalazła się w widocznym i wygodnym do obsługi miejscu. System otwierania przegródek oparty jest na platformie programistycznej Andino Nano. Otwieranie bazuje na bibliotece kodów zapisanych w pamięci urządzenia. Kiedy sygnał wprowadzony z poziomu klawiatury będzie się zgodny z zapisanym w pamięci, zostanie uruchomiony serwomechanizm otwierania drzwiczek. Planowana jest rozbudowa biblioteki danych do wersji sieciowej, dzięki której możliwe będzie edytowanie kodu dostępu

z aplikacji telefonicznej. Przedział CARGO wykonano z wydruków PLA oraz kompozytu w skład którego wchodzi styrodur spełniający funkcję izolująco-wypełniającą, a jako okleina usztywniająca została wykorzystany kompozyt epoksydowo-węglowy.

3.3 Zastosowanie materiałów kompozytowych

W budowie BSP coraz częściej wykorzystywane są kompozyty. Odpowiednio połączone komponenty pozwalają uzyskać właściwości wytrzymałościowe, których nie zapewnią jednorodne materiały. Jednak powszechność wykorzystywania kompozytów doprowadza do kilku problemów, związanych przede wszystkim z recyklingiem odpadów, pierwotnej konstrukcji, jak i części zamiennych.

W projekcie bezzałogowego paczkomatu zastosowano śmigła z kompozytu węglowo-polimerowego. Polimer zbrojony włóknem węglowym (CFRP, ang. *Carbon Fiber Reinforced Polymer*) charakteryzuje się wysoką wytrzymałością i sztywnością, a także wysoką odpornością cieplną i chemiczną. Jest jednak podatny na udary mechaniczne, co powoduje, że w procesie eksploatacji zajdzie potrzeba częstej wymiany śmigła. Strategie recyklingu CFRP koncentrują się na rekultywacji i ponownemu wykorzystaniu odpadów carbonowych. Głównie w przemyśle motoryzacyjnym, gdyż obecna technologia odzyskiwania CFRP oparta jest na cięciu włókien, które powoduje utratę podstawowych właściwości polimeru i w efekcie materiał nie nadaje się do ponownego wykorzystania w przemyśle lotniczym [2]. Ponadto istnieje potrzeba wykazania rentowności procesu przetwarzania odpadów do ponownego użycia i wydajności produktu końcowego.

3.4 Wybrane problemy konstrukcyjno-eksploatacyjne

Mocowania silnika zastosowane w BSP wykonane zostały za pomocą drukarki 3D z materiału PLA. Wykonano 8 mocowań, których zadaniem było stałe umiejscowienie silników względem poziomu. Mocowania zostały połączone z ramionami wsporników za pomocą śrub stalowych. PLA jest materiałem biodegradowalnym, co oznacza, że ulega rozpadowi i jest przez mikroorganizmy na związki występujące w przyrodzie, np. CO₂, wodę i bio-

masę. PLA jest tworzywem termoplastycznym, zatem przy przetwarzaniu w celu ponownego wykorzystania nie pogarszają się jego właściwości mechaniczne. Pochodzi z zasobów odnawialnych i nie uwalnia toksycznych dymów. Jego dostępność jest powszechna, w przeciwieństwie do plastików na bazie ropy naftowej. Bioplastik PLA został uznany m.in. przez Amerykańską Administrację Żywności i Leków za surowiec bezpieczny dla zdrowia. Podczas wiercenia otworów pod śruby napotkano problem z niską temperaturą topnienia PLA, która wynosi 173°C. Ciepło, które wydzieliło się podczas wiercenia, wytapiało filament, co sprawiało trudności w obróbce materiału. Połączenie śrubowe posiadało również szereg wad takich, jak luzowanie nakrętek z powodu wibracji. Luźne połączenie powodowało brak osiowości ciągu i finalnie utratę kontroli nad dronem. W dniu 31.05.2022 bezzałogowiec podczas prób w locie stracił stabilność i spadł na ziemię z wysokości ok. 30m, uszkodzając przy tym mocowania silnika. Zdarzenie to było spowodowane nieodpowiednim doбором materiału, z którego zostały wykonane mocowania, na skutek nadmiernego ich zużycia eksploatacyjnego. Filament do wykonania bloczków zamieniono na PET G, okazał się znacznie wytrzymałszy termicznie, dzięki czemu wyeliminowano zagrożenie topnienia przy wierceniu otworów, które występowało przy poprzednim filamencie. Ponadto,



Rys. 10. Latający paczkomat (wersja 2) prezentowany podczas „Chełmskiego Spotkania z Nauką”

bloczki z PET G charakteryzują się trwalszą strukturą. W trakcie eksploatacji wykazały tłumienie drgań, co zminimalizowało możliwość odkręcania się nakrętek w trakcie lotu.

Podsumowanie

Regularne długodystansowe loty bezzałogowców odbywają się coraz częściej i są wykonywane zgodnie z przepisami kategorii „szczególnej”, zgodnie z Rozporządzeniem wykonawczym Komisji Europejskiej (UE) 2019/947 z dnia 24 maja 2019 r. (wersja skonsolidowana z dnia 6 czerwca 2020 r.) w sprawie przepisów i procedur dotyczących eksploatacji bezzałogowych statków powietrznych na podstawie specjalnego zezwolenia na operację wydanego przez Prezesa Urzędu Lotnictwa Cywilnego. W wyniku testów

Wymiary	
- rozpiętość ramion płatowca	1600mm
- wysokość łącznie ze skrzynią ładunkową	900mm
Silniki napędowe	U12 KV120
- moc silników	4x4550W
Akumulatory	Tattu Plus
- układ	25C 6S1P
- napięcie znamionowe	22,2V
- pojemność	2x2200mAh
Śmigła	30'×10'
- średnica×skok	kompozyt węglowy
- materiał	72 g
- masa własna	4710 obr/min
- prędkość obrotowa znamionowa	22kg
- ciąg	
masa własna	14,5 kg
Prędkość przelotowa	77 km/h
Prędkość maksymalna lotu poziomego	85 km/h
Maksymalna masa startowa zespołu	25 kg

Tabela 1. Podstawowe dane techniczne bezzałogowego paczkomatu

in badań określono realny bezpieczny promień działania dla konstrukcji latającego paczkomatu z masą płatną 10 kg, do lotu na miejsce i powrót. Przy założeniu, że BSP wraca bez ładunku, możliwy jest dowóz towarów na odległość maksymalnie 13 km.

Przedstawiona koncepcja bezzałogowego paczkomatu może stanowić propozycję dla firm oferujących dostawę towarów w miejsca trudnodostępne, szczególnie gdy dostawa powinna być bardzo szybka. We współpracy z potencjalnymi przedsiębiorcami – nabywcami „know-how”, określono założenia dla kolejnej wersji w układzie przemiennopłata, który w założeniu ma posiadać co najmniej trzykrotnie większy zasięg i długotrwałość lotu.

Artykuł powstał w związku z badaniami prowadzonymi w ramach projektu pt.: „Bezzałogowy statek powietrzny z kadłubem z przegródkami i systemem kodowanego odbioru przesyłek” Nr SKN/SP/496451/, przyjętego do finansowania w drodze konkursu ogłoszonego w dniu 18 września 2020 r. przez Ministra Nauki i Szkolnictwa Wyższego w ramach programu „Studenckie koła naukowe tworzą innowacje”, ustanowionego na podstawie art. 376 ust. 1 i ust. 2 pkt 1 ustawy z dnia 20 lipca 2018 r. - Prawo o szkolnictwie wyższym i nauce (Dz. U. z 2021 r. poz. 478, 619), realizowanego przez Państwową Wyższą Szkołę Zawodową w Chełmie.

Bibliografia:

- [1] <http://www.swiatdronow.pl/polskie-firmy-w-srod-najbardziej-wplywowych-wg-droneii-com/> -7 maj 2021r.
- [2] <https://www.compositesworld.com/articles/recycled-carbon-fiber-update-closing-the-cfrp-lifecycle-loop> -7 maj 2021r.
- [3] <https://www.jetsonaero.com/> -7 maj 2021r.
- [4] https://www.researchgate.net/figure/The-drone-market-environment-map-2018-Source-Dronell-2018_fig1_326812594 -7 maj 2021r.

Projekt konstrukcji bezzałogowego urządzenia transportowego

TOMASZ MUSZYŃSKI, ŁUKASZ PUZIO, KAROL KOSTRZEWA, ADRIAN SIECZEK

Państwowa Akademia Nauk Stosowanych w Chełmie



Rys. 3. Prototyp ekologicznego bezzałogowego statku powietrznego [opr. wł.]

Streszczenie

W artykule przedstawiono rozwój projektu ekologicznego bezzałogowego urządzenia transportowego, wchodzącego w skład systemu transportowego, opartego na tzw. „latających paczkomatach”. Urządzenie transportowe zaprojektowano do przewozu 3 paczek o maksymalnych wymiarach 50x50x20 cm. Koncepcja urządzenia latającego zakłada wykorzystanie materiałów konstrukcyjnych, możliwych do powtórznego przetworzenia lub biodegradowalnych. Przeprowadzono analizę materiałów konstrukcyjnych przedmiotowego urządzenia ze szczególnym uwzględnieniem recyklingu. Opisano konstrukcję prototypu latającego ekologicznego urządzenia transportowego.

Słowa kluczowe: BSP, transport bezzałogowy, dostawa paczek

1. Wstęp

W artykule przedstawiono rozwój projektu ekologicznego bezzałogowego urządzenia transportowego. Przeanalizowano stan techniki w tej dziedzinie, przedstawiono

opis etapów tworzenia nowego rozwiązania technicznego. W ostatnich latach można zauważyć znaczny wzrost zainteresowania bezzałogowymi statkami powietrznymi (BSP), wykorzystuje się je w różnych dziedzinach życia takich, jak przemysł filmowy, przemysł zbrojeniowy, przemysł reklamowy. Często przyjmują formę prezentów dla drugiej osoby. Rynek bezzałogowych statków powietrznych, to jeden z najszybciej rozwijających się sektorów światowej gospodarki. Polska należy do światowych liderów projektujących i produkujących BSP[1]. W najbliższym czasie prognozuje się znaczący wzrost ilości dronów transportowych. W związku z dość krótką żywotnością tego typu urządzeń zdecydowano się przeanalizować zastosowanie materiały, z których wykonuje się konstrukcje płatowców tego typu. Warto zauważyć, że w tego typu procesie produkcji wykorzystywana jest ogromna ilość materiałów, które w późniejszym okresie mogą stwarzać istotny problem podczas utylizacji jednostek latających. Przeprowadzono analizę materiałów użytych do budowy bezzałogowców ze szczególnym uwzględnieniem ich recyklingu. Proponowany system transportowy składa się z uniwersalnej stacji naziemnej kontroli lotów bezzałogowców oraz urządzenia transportowego pionowego startu i lądowania

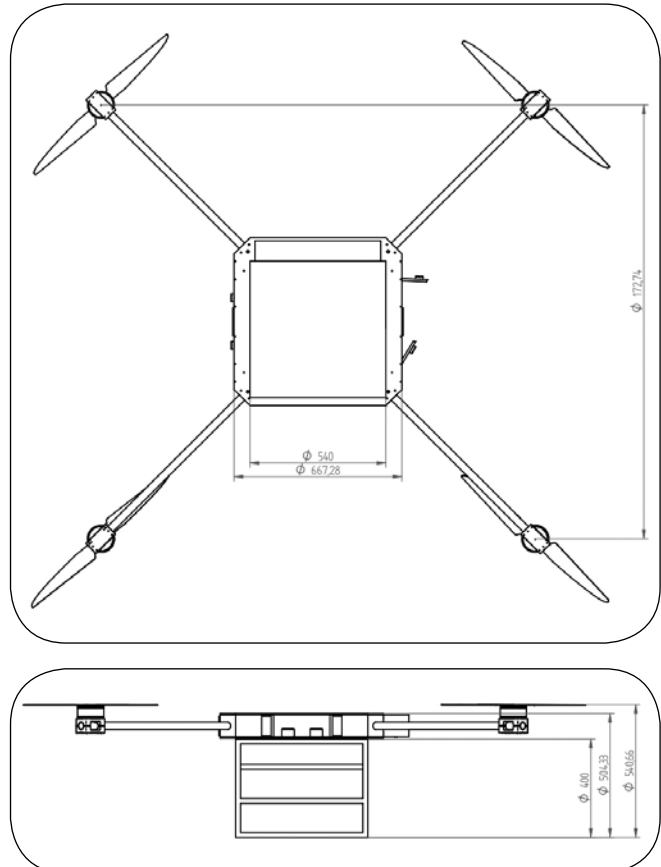
w formie drona. Urządzenie będzie służyło do przewozu 3 paczek o maksymalnych wymiarach 50x50x20 cm, co wymusza minimalne wymiary kadłuba/skrzyni ładunkowej. Proponowane rozwiązanie ma na celu wprowadzenie do powszechnego użytku urządzenia transportowego, zbudowanego z wyrobów prawie w 100% poddawanych recyklingowi. Projekt składa się z bezzałogowca, którego głównym elementem konstrukcyjnym jest rama do której przytwierdzona jest skrzynia ładunkowa. Do niej przymocowana jest klawiatura dzięki, której możliwe jest otwarcie skrzyni. Jest to połączenie drona dostarczającego paczki z paczkomatem. Projekt został wykonany według autorskiego pomysłu Tomasza Muszyńskiego. Bezzałogowce dostarczające paczki do klienta są z reguły niewielkimi, słabo zabezpieczonymi urządzeniami latającymi, natomiast paczkomaty mogą być zlokalizowane w niewielu lokalizacjach. W wielu krajach, również w Polsce bezzałogowce nie mogą latać autonomicznie nad miejscami zaludnionymi. Stałych miejsc lądowania i oczekiwania na odbiór może być znacznie więcej niż paczkomatów, a koszty ich utrzymania będą niewielkie. Celem było zbudowanie jak najbardziej ekologicznego drona, który po upływie czasu eksploatacji zostanie poddany recyklingowi w jak największym stopniu, co wpłynie na zmniejszenie odpadów po upływie jego czasu eksploatacji, jak również na zmniejszenie kosztów budowy nowych dronów bez utraty na jakości finalnego produktu.

2. Koncepcja użytecznego i ekologicznego bezzałogowca

Ekologiczny bezzałogowy statek powietrzny powinien cechować się lekkością oraz dużą wytrzymałością. Na rynku można znaleźć wiele materiałów które posiadają takie cechy, lecz nie zawsze będą mogły zostać wykorzystane do ponownego przetworzenia. Skupiono się na poszukiwaniu takich materiałów, które będą spełniały przede wszystkim te dwa kryteria opisane powyżej, ale także znikomym wpływem na środowisko. Pierwszym materiałem, który poddano analizie było włókno węglowe, szerzej znane jako *kompozyty*, gdyż samo włókno węglowe nie jest budulcem, lecz jednym z składników. Najczęściej *kompozyt* definiowany jest jako „Materiał utworzony z co najmniej dwóch komponentów (faz) o różnych właściwościach w taki sposób, że ma właściwości lepsze i (lub) właściwości nowe (dodatkowe) w stosunku do komponentów użytych osobno lub wynikających z prostego sumowania tych własności – kompozyt jest materiałem zewnętrznym monolitycznym, jednakże z widocznymi granicami między komponentami.” Jeśli dana właściwość kompozytu jest bardziej korzystna niż suma właściwości jego poszczególnych komponentów, mówi się o tzw. efekcie synergii. Występowanie tego efektu przemawia za stosowalnością kompozytów, jako nowoczesnych materiałów o licznych zastosowaniach we współczesnej technice [3]. Brak ogólnej akceptowanej definicji kompozytów utrudnia dokonanie ich pełnej klasyfikacji w sposób niebudzący zastrzeżeń. Jednak kompozyty są materiałem bardzo trudnym i kosztownym w recyklingu. Przykładem są łopaty turbin

wiatrowych, które zakopuje się w ziemi, gdyż nieoptyczalny jest ich recykling (rys.1).

Następnie skupiono się na polietylenie (PET), który można poddać procesowi recyklingu. Ponowne przetworzenie tego materiału sprawia, że zachodzą zmiany w jego strukturze, które pogarszają jego właściwości. Recyrykulat lub regenerat (przetworzony PET) do produkcji tekstyli czy wykładzin podłogowych. Kolejnym polimerem, który



Rys. 2. Projekt prototypu ekologicznego bezzałogowego statku powietrznego [opr. wł.]

został wzięty pod uwagę był polipropylen (PP). Po przetworzeniu, uważany jest za jeden z najmniej szkodliwych materiałów dla zdrowia człowieka. PP łatwo poddaje się recyklingowi. Formuje się go podgrzewając do odpowiedniej temperatury i wtryskując go do formy. Do jego recyklingu wykorzystuje się młyny, które mielą go na granulaty. Powstały materiał można wykorzystać ponownie, co sprawia, że może posłużyć do budowy drona bezzałogowego.

Analizie poddano również aluminium. Stopy aluminium należą do jednych najważniejszych materiałów konstrukcyjnych, stosowanych w przemyśle lotniczym. Głównymi składnikami stopów aluminium w lotnictwie są miedź, krzem, mangan, magnez i cynk, a dodatki w ilościach małoprocentowych stanowią nikiel, żelazo, tytan, chrom, beryl oraz inne. Ze stopów aluminium wykonuje się różne elementy konstrukcji w tym np. dźwigary, uźbrowania, wręgi, poszycia, wsporniki konstrukcji płatów. Dużą rolę odgrywają również elementy łączące – nity (nitonakrętki) stosowane w projektowaniu skrzydeł statków powietrz-

nych. Płyty, rurki czy kątowniki aluminiowe w łatwy sposób można przetworzyć poprzez poddanie ich procesowi przetapiania. Finalny produkt posiada taką samą wytrzymałość, jak ten, który oddano do recyklingu. Jednak napotyka się pewne trudności dużego powinowactwa aluminium do tlenu i powstawania trudnotopliwego tlenku, wysokiej przewodności cieplnej oraz dużej rozszerzalności, a także duże spadki wytrzymałości w podwyższonych temperaturach.

Następnie wzięto pod uwagę stopy tytanu. Tytan to pierwiastek metaliczny, znany ze swojej wysokiej wytrzymałości mechanicznej w stosunku do ciężaru właściwego. Jest metalem bardzo lekkim (gęstość 4507 kg/m^3). Tytan charakteryzuje się wysoką temperaturą topnienia wynoszącą 1668°C . Handlowy tytan o czystości 99,2% jest lżejszy od stali o ok. 45%, a cięższy od aluminium o 60%. Posiada bardzo dobre właściwości chemiczne. Cechuje się doskonałą odpornością na korozję, porównywalną do odporności platyny. Należy do grupy paramagnetyków, przez co wykazuje niską przewodność cieplną oraz elektryczną. Tytan słynie jednak z trudności, jakie stwarza podczas obróbki. Stosuje się często techniki bezwiórowe, lecz są one ściśle związane z modyfikacją jego składu, a co za tym idzie właściwości mechanicznych. Stop tytanu i stop aluminium używane do produkcji części konstrukcyjnych samolotów, w 90 % przypadków wymagają szlifowania przed ukończeniem części. Pod względem ekonomicznym tytan jest bardzo kosztownym materiałem, a także zbyt wymagającym ze względu na trudności technologiczne wytwarzania elementów. Nie wyklucza się zastosowania małych elementów wykonanych z tego materiału, gdzie właściwości tytanu byłyby wskazane do użycia go, mimo trudności jaki sprawia jego obróbka. Sam produkt spełnia wymagania pod względem ekologicznym, a mianowicie możliwy jest ponownego jego przetopu [4].

W ostatnich latach daje się zauważyć zwiększone zastosowanie magnezu do budowy statków latających. Związane jest to z opanowaniem technologii zabezpieczania antykorozyjnego tego materiału. Korozja była główną przyczyną ograniczającą jego zastosowanie w lotnictwie. Samoloty wojskowe i helikoptery budowane w latach 50-ych XX wieku zawierały setki kilogramów produktów magnezowych. Jest to metal o dużej wytrzymałości, dobrze odprowadza ciepło, idealnie tłumi drgania i jest łatwo dostępny. Jego właściwości mechaniczne sprawiają, że łatwo podlega obróbce mechanicznej, dzięki czemu możliwe jest jego spawanie, kucie i odlewanie. Dość łatwo łączy się z innymi metalami. Produktem finalnym są stopy o pożądanych, bardziej korzystnych dla konkretnych zastosowań własnościach. Stopy magnezu ważą około $1,75$ do $1,85 \text{ g/cm}^3$. Jest to bardzo korzystna cecha w szczególności w porównaniu z około $2,5$ do $3,0 \text{ g/cm}^3$ dla stopów aluminium i $7,8 \text{ g/cm}^3$ dla stali [5]. Korzyści z wysokowydajnych stopów magnezu obejmują zmniejszenie masy konstrukcji BSP, wyposażenia i ram silników. Specjalne stopy magnezu – wysoko skrawalne, są również wykorzystywane do produkcji przekładni, pokryw i komponentów, obudów elektroniki, układów sterowania lotem i kół.



Rys. 1. Łopaty turbin wiatrowych poddane składowaniu [1]

W przypadku zastosowań wojskowych i komercyjnych rozwijane są zaawansowane, wysokotemperaturowe, stopy magnezu, które dodatkowo są również odporne na korozję. Dzięki selektywnemu stosowaniu lekkich stopów magnezu zamiast cięższych materiałów konstrukcyjnych zespoły projektowe mogą zmniejszyć całkowitą masę bezzałogowych statków powietrznych wydłużając czas pracy w powietrzu i zwiększając masę zabieranego ładunku. Wzrost dostępności i różnorodności stopów magnezu zwiększa możliwości projektowe i poszerza zakres stosowalności do wytwarzania dronów, jednak ze względu na brak powszechnej dostępności tego materiału nie został zastosowany w projekcie [4].

Do wykorzystania w konstrukcji płatowca brano pod uwagę także drewno świerkowe i brzożowe. Można je zauważyć w starszych konstrukcjach statków powietrznych. Drewno, jako materiał jest bardzo dobrym asortymentem do obróbki. Łato się go skrawa, wierci czy wygina po wcześniejszym podgrzaniu. Dużym minusem jest jego słaba odporność na degradację środowiskową. Trochę lepszym rozwiązaniem jest zastosowanie sklejek drewnianych różnego typu. Są bardziej wytrzymałe i elastyczne niż zwykłe drewno. Jest to jeden z najbardziej ekologicznych materiałów, którego jednak wykorzystanie w projekcie zostało ograniczone do minimum ze względu na wysoką pracochłonność dla elementów wykonywanych z drewna oraz ich niestabilność wymiarową.

3. Projekt i realizacja prototypu

W projekcie wykonano płatowiec Quadrocoptera w technologii w 95% nadającej się do recyklingu. Do budowy ekologicznego bezzałogowego statku powietrznego (rys.2) wykorzystano głównie stopy aluminium – 42% oraz wydruki PLA – 25% masy płatowca. Podwozie wykonano z prętów duralowych o podwyższonej wytrzymałości wraz z systemem tłumiącym (tłu-

miki gazowo-olejowe) zawierającym elementy stalowe. Platforma, do której zamocowano podwozie składała się z płyty aluminiowej o obrysie ośmiokąta i grubości 2 mm. Do płyty przy pomocy wydruków PLA zamocowano ramiona quadcoptera. Na nich przymocowano silniki bezszczotkowe. Na platformie umieszczono skrzynię ładunkową z trzema przegródkami wykonaną głównie z elementów drukowanych z PLA.



Rys. 3. Szczegóły konstrukcji ekologicznego drona: na pierwszym planie zespół napędowy

Płatowiec został uzbrojony w przetestowane na sprawdzonej konstrukcji zaawansowane podzespoły elektroniczne i awioniczne. Na górnej powierzchni skrzyni zamocowano kamerę, mikrofon oraz ekran i klawiaturę do wpisywania kodu. Awionikę sterującą ukryto w platformie między dwoma płytami aluminiowymi. Wykonano to w celu uzyskania jak najmniejszego prawdopodobieństwa uszkodzenia podczas wyjmowania zawartości z pudełek. Dla zapewnienia odpowiedniej sztywności pomiędzy dwiema płytami aluminiowymi umieszczano usztywniacze tzw. żeberka wykonane z wydruków PLA. W projekcie zbudowano w pełni funkcjonalną naziemną stację do programowania, kontroli lotu BSP oraz dwukierunkowego przesyłu obrazu i dźwięku. Podczas badań w locie sprawdzono charakterystyki przyjętego układu. przeprowadzono testy stateczności i sterowności BSP.

W wyniku testów zdecydowano się na usztywnienie konstrukcji poprzez wprowadzenie dodatkowych żeber i usztywnień w konstrukcji ramy, które poprawiły wskazania przyśpieszeniomierzy, co poprawiło stabilność i dokładność odwzorowania zaprogramowanej trasy autonomicznego lotu.

Badania dotyczyły także maksymalnego zasięgu lotu w zależności od masy startowej. Do testów długości lotu wykorzystano akumulatory LiPo Gens Ace 22000mAh 22.2V z serii TATTU 2 sztuki po 2450 g masa paczkomatu gotowego do lotu wyniosła 14,8 kg. Loty były wykonywane z prędkościami 70-80 km/h po trasie okręgu o średnicy 400 m.

	Masa przewożonego ładunku [kg]	Długość lotu [min.](zapas długości lotu 3 min.)
1	3	25
2	6	19
3	8	15
4	10	12

Tab.1. Zależność długości lotu od masy przewożonego ładunku (po okręgu z prędkością przelotową 77km/h)

4. Podsumowanie

Ekologiczny transportowy dron to przyszłościowy projekt, który oprócz celów komercyjnych – obniżeniu kosztów dostawy towarów będzie wykonany z materiałów przyjaznych do środowiska. Pomimo zastosowania szeregu różnych materiałów, prototyp ekologicznego bezzałogowego statku powietrznego wymaga jeszcze dopracowania. Należy zamienić część paneli wykonanych z przekładkowego kompozytu węglowego na panele wykonane z tworzyw biodegradowalnych lub termoplastycznych. Zmiany będą wprowadzane ewolucyjnie wraz z rozwojem tego projektu. Planuje się przede wszystkim zaprojektowanie bardziej opływowej skrzyni transportowej, która będzie stawiała mniejszy opór aerodynamiczny oraz poprawi stabilność podczas lotu. Prototyp pokazuje, jaki trend pomysłodawca chce wprowadzić na rynek.

W rozważanym projekcie postawiono na solidne i ekologiczne rozwiązania, które nie doprowadzą do tzw. „zasypania” naszej planety niepotrzebnymi odpadami. Artykuł powstał w związku z badaniami prowadzonymi w ramach projektu pt.: „Bezzałogowy statek powietrzny z kadłubem z przegródkami i systemem kodowanego odbioru przesyłek” Nr SKN/SP/496451/, przyjętego do finansowania w drodze konkursu ogłoszonego w dniu 18 września 2020 r. przez Ministra Nauki i Szkolnictwa Wyższego w ramach programu „Studenckie koła naukowe tworzą innowacje”, ustanowionego na podstawie art. 376 ust. 1 i ust. 2 pkt 1 ustawy z dnia 20 lipca 2018 r. – Prawo o szkolnictwie wyższym i nauce (Dz. U. z 2021 r. poz. 478, 619), realizowanego przez Państwową Wyższą Szkołę Zawodową w Chełmie.

Bibliografia:

- [1] https://www.google.com/search?q=recykling+%C5%82opaty+turbin+wiatrowych&client=firefox-bd&sxsrf=ALiCzsb7uRn7RsbctKwM3ETQ8hJnGsYUQ:1669363539650&source=lnms&tbm=isch&sa=X&ved=2ahUKEwiRpKdM78j7AhXzVPEDHV2pAa8Q_AUoAXoECAIQAw#imgc=QGlejynCKtgc_M. - 10 czerwca 2021r.
- [2] <http://www.swiatdronow.pl/polskie-firmy-wsrod-najbardziej-wplywowych-wg-droneii-com/> - 10 czerwca 2021r.
- [3] <https://encyklopedia.pwn.pl/haslo/kompozyt;3924636.html> - 10 czerwca 2021r.
- [4] <https://yadda.icm.edu.pl/baztech/element/bwmeta1.element.baztech-b7701a19-90e0-4229-8cdb-6c5b350bed78> - 10 grudnia 2021r.

Zastosowanie technologii Thinpreg w budowie modeli swobodnie latających

ALLARD VAN WALLENE, KEVIN LAMERS
Holandia



Rys. 2. Allard van Wallene trzymający jeden ze swoich szybowców klasy F1A na Mistrzostwach Świata w 2013 (skrzydło pokryte materiałem Thinpreg)

Streszczenie

W artykule przedstawiono i omówiono aspekty zastosowania kompozytowych prefabrykatów typu prepreg o niskiej jednostkowej masie powierzchniowej w konstrukcji elementów nośnych modeli swobodnie latających, na przykładzie skrzydeł i rur kadłubów szybowców klasy F1A oraz modeli z napędem gumowym klasy F1B.

1. Wprowadzenie

Modele swobodnie latające są uważane za najstarszą klasę wytworzonych przez człowieka statków powietrznych, sięgającą czasów Leonarda da Vinci, a niektórzy twierdzą, że nawet starożytnych Egipcjan. I chociaż obecna technologia modeli latających pozwala na najbardziej wyrafinowane formy zdalnego sterowania, swobodny lot bynajmniej nie wymarł. W rzeczywistości modele swobodnie latające są przedmiotem rywalizacji w konkurencji długotrwałości lotu na najwyższym poziomie w ramach zawodów o Puchar Świata, mistrzostw międzykontynentalnych i krajowych. Modele swobodnie latające przebyły długą drogę od czasu, gdy konstrukcje „z patyków i bibułki” krążyły po niebie. Nowoczesne modele klas FAI są wykorzystują najnowsze technologie, takie jak zmi-

niaturyzowane systemy telemetrii, GPS oraz najnowsze materiały kompozytowe.

2. Klasyfikacja FAI modeli swobodnie latających

Zgodnie z regulaminem FAI, wyróżnia się trzy główne klasy modeli swobodnie latających, przy czym we wszystkich klasach celem rywalizacji jest jak najdłuższe unoszenie się w powietrzu. Główną taktyką zawodów jest wypuszczenie modelu tak, aby znalazł się w zasięgu powietrznych prądów wznoszących, tzw. kominów termicznych.

2.1 Szybowce swobodnie latające klasy F1A

Cechą tej klasy modeli latających jest maksymalna powierzchnia skrzydła/nośna 34 dm², minimalna masa modelu 410 g, średnia rozpiętość skrzydeł 2,30 m. Na rysunku 1 pokazano przednią część kadłuba modelu szybowca swobodnie latającego, zaś rysunek 2 przedstawia model F1A trzymany przez autora. Model jest kontrolowany przez zawodnika w początkowej fazie lotu holowanego za pomocą cienkiej 50-metrowej liny holowniczej, podobnej do holu latawca. Podczas fazy holowania szybowiec można kontrolować, pozwalając mu ślizgać się po ciasnych kręgach, a następnie holować go pod wiatr,

uzyskując coraz wyższą wysokość lotu a także poszukując obszarów prądów wznoszących. Po podjęciu decyzji o starcie modelu, zawodnik biegnie, aby model nabrał prędkości (rys. 3). Gdy model osiąga maksymalną prędkość (powyżej 150 km/h), linka holownicza jest zwalniana, a mechanizm uwalnia linkę holowniczą od modelu, który następnie rozpoczyna lot swobodny, w fazie początkowej zamieniając energię kinetyczną na potencjalną grawitacji (prędkość – wysokość). W tej fazie zysk wysokości lotu może sięgać 100 metrów. Podczas przyspieszania modelu naprężenie liny holowniczej wzrasta do ponad 250 N, narażając skrzydło modelu na przeciążenie większe niż 60 G. Żaden inny znany statek powietrzny, wykonany przez człowieka nie jest narażony na tak duże przeciążenia. Modele klasy F1A muszą zatem być tak skonstruowane, aby wytrzymać wielkie obciążenia w locie a jednocześnie, podobnie jak wszystkie statki powietrzne, powinny być wystarczająco lekkie, aby reagować na prądy powietrza i uzyskiwać niewielkie prędkości opadania. Mistrz świata Per Findahl pokazuje demonstruje start modelu klasy F1A: <http://www.youtube.com/watch?v=Baw6ckUxBJw>.

Warto zauważyć, że skrzydło jest zbudowane z rurki z włókna węglowego w kształcie profilu płata w przedniej (noskowej) części oraz żeber w tylnej części profilu. W konstrukcji skrzydła zastosowano piankowy rdzeń i poszycie karbonowe.

2.2 Modele z napędem gumowym klasy F1B

Modele latające z napędem gumowym klasy F1B posiadają 30-gramowy silnik gumowy, w formie kilkunastu cienkich pasm gumy, który jest skręcany przez zawodnika, aby napędzać śmigło. Maksymalna powierzchnia regulaminowa wynosi 19 dm², minimalna masa bez silnika gumowego wynosi 200 g. Model jest wypuszczany ręcznie, najczęściej rzutem niemal pionowym (patrz rys. 4), w czasie lotu sznur gumowy oddaje zgromadzoną energię potencjalną sprężystości wprowadzając w ruch obrotowy

śmigło modelu przez około 40 sekund. Uzyskiwane wysokości lotu wynoszą ponad 80 metrów. Po wykręceniu się silnika gumowego, śmigło modelu składa się do tyłu wzdłuż kadłuba i rozpoczyna się swobodny lot ślizgowy. Typowy start i przygotowania F1B można zobaczyć w filmie: <http://www.youtube.com/watch?v=u3viwbPqF3Y>.

2.3 Modele z napędem silnikowym klasy F1C

Modele klasy F1C charakteryzują się rozpiętością skrzydeł około 2,5 m i są napędzane silnikiem spalinowym o pojemności do 2,5 cm³. Silniki napędowe posiadają wysoki wskaźnik mocy jednostkowej, pracują przy prędkości obrotowej około 30 000 obr/min, napędzając śmigło o średnicy ok. 180 mm. Regulaminowy czas lotu silnikowego wynosi 5 s, w tym czasie model uzyskuje wysokość ok. 130 m. Po zatrzymaniu pracy silnika, model przechodzi do lotu ślizgowego. Typowe zawody F1C można zobaczyć na filmie: <http://www.youtube.com/watch?v=W6xB1-Tv2ME>.

3. Taktyka startów zawodniczych w klasach modeli swobodnie latających

Ponieważ modele swobodnie latające nie są pilotowane zdalnie, poruszają się unoszone w powietrzu otaczającym, zazwyczaj w krążeniu. Po wylądowaniu, zawodnik musi odnaleźć model i wrócić na czas, aby wziąć udział w kolejnej rundzie lotów zawodniczych, których jest zazwyczaj 7. Czas lotu jest ograniczony do 3 minut, a pokładowe urządzenie odmierzające czas „determalizuje” model w ten sposób, że statecznik poziomy jest przestawiany na duży ujemny kąt natarcia. Wówczas model zniża się, utrzymując konfigurację z „zadartym nosem”. Na koniec rundy lotów zawodniczych, jeśli więcej niż 1 zawodnik uzyskał 7 razy maksymalny czas lotu, należy rozegrać dogrywkę, która musi zmieścić się w 10-minutowym oknie czasowym.



Rys. 1. Kadłub modelu klasy F1A wykonany z laminatu węglowo-epoksydowego



Rys. 3. Start modelu z napędem gumowym klasy F1B Kevina Lamersa. Skrzydło modelu z pełnym poszyciem w technologii Thinpreg

Maksymalny czas lotu zwiększa się o dodatkowe 2 minuty. Ta sekwencja jest powtarzana, aż zwycięzca pozostanie z najwyższym wynikiem czasowym. Ponieważ modele są narażone na wszelkiego rodzaju warunki pogodowe, muszą być samoistnie stabilne aerodynamicznie a ich konstrukcja musi wytrzymać znaczne obciążenia i uderzenia podczas lądowania.

4. Technologia ultra-cienkich prefabrykatów Thinpreg w budowie modeli swobodnie latających

Niska masa konstrukcji modelu jest korzystna, szczególnie w przypadku lotu w powietrzu burzliwym (turbulencje) a także na rzecz maksymalnego wykorzystania prądów wznoszących. Jeśli chodzi o konstrukcję szybowców swobodnie latających, ich elementy konstrukcyjne są przeważnie formowane z włókna węglowego, przesyconego żywicą epoksydową. Technologia budowy jest zdominowana przez ręczne techniki układania przy użyciu żywic utwardzanych na zimno w próżni. Ostatnio Kevin Lamers, zawodnik F1B i Allard van Wallene, specjalizujący się w F1A z Holandii, odkryli istnienie pre-impregnowanych półfabrykatów kompozytowych Thinpreg i wkrótce zdali sobie sprawę z możliwości podniesienia poziomu tech-



Rys. 7. Początek holowania modelu szybowca klasy F1A ze skrzydłem i rurą kadłuba wykonanymi z zastosowaniem technologii Thinpreg

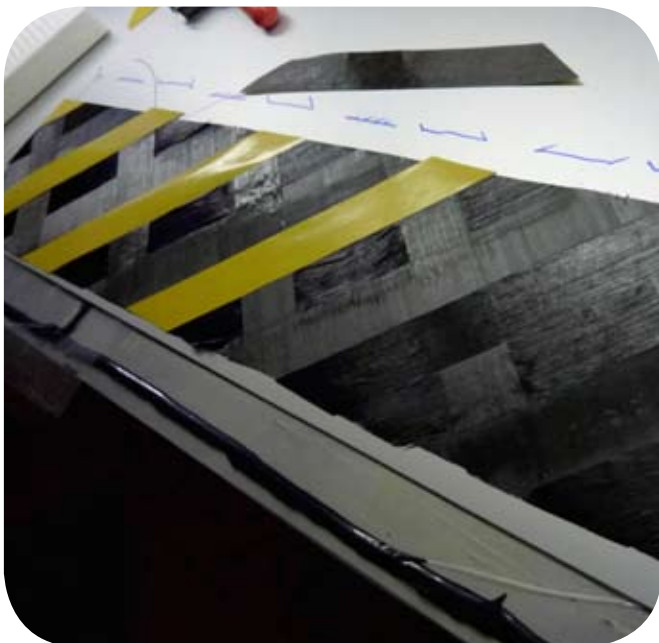
nologii konstrukcji modeli poprzez zwiększenie stosunku wytrzymałości i sztywności do masy. Typowe nowoczesne skrzydło F1A zbudowane jest z rdzenia piankowego, dźwigarstwa warstwowego o wysokim module sprężystości, który jest odporny na zginanie, oraz cienkiej powłoki z włókna węglowego, która przenosi obciążenia skręcające, zapewniając wymaganą sztywność skrętną skrzydła.

Dzięki uprzejmości NTPTTM (Nort Thin Ply Technology), szwajcarskiej firmy będącej wynalazcą i producentem Thinpreg, autorzy otrzymali próbki prefabrykatów i mogli rozpocząć eksperymenty w zakresie budowy poszycia skrzydeł, które w przypadku modeli klasy F1A składa się z 4 warstw, a w przypadku skrzydeł modeli z napędem gumowym F1B, z dwóch warstw kompozytu o gramaturze 18 g/m². Układanie warstw Thinpreg podczas laminowania poszycia skrzydła pokazano na rysunku 5. Do utwardzania warstw ułożonych krzyżowo opracowano płytę grzejną z kontrolowaną temperaturą z membraną próżniową, która wywiera docisk prefabrykatu do formy.

Po utwardzeniu, elementy poszycia skrzydeł zostały przycięte na wymiar i połączone pod działaniem próżni z rdzeniem piankowym w frezowanej formie. Przekrój wykonanego w ten sposób skrzydła pokazano na rysunku 6. Wyniki były powyżej oczekiwań, ponieważ sztywność skrętna była około dwukrotnie większa w porównaniu ze



Rys. 4. Przekrój skrzydła, widoczna konstrukcja: rdzeń piankowy, dźwigar konstrukcji sandwich, poszycie Thinpreg



Rys. 5. Układanie warstw ThinPreg podczas laminowania poszycia skrzydła modelu

zwykłą tkaniną z włókna węglowego. W „grubych” kompozytach, takich jak stosowane w pełnowymiarowych samolotach, warstwy rdzeniowe laminatu są podtrzymywane przez sąsiednie warstwy i pomimo nieodłącznego karbowania tkanin, włókna mają ograniczony ruch.

5. Zalety technologii Thinpreg

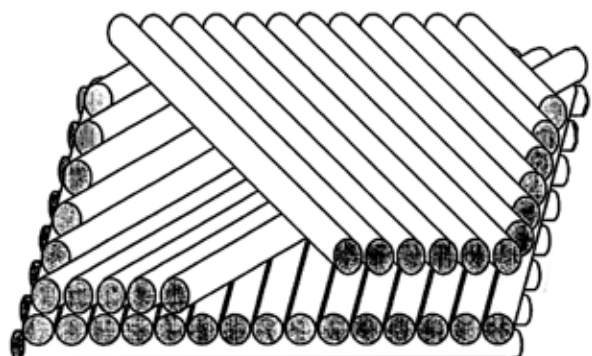
W cienkich laminatach, takich jak 4-, a nawet 2-warstwowy Thinpreg o gramaturze 18g/m^2 , poszycie o grubości $0,1\text{ mm}$ lub mniejszej są podtrzymywane przez piankowy rdzeń skrzydła z jednej strony i powietrze z drugiej; oba raczej „elastyczne” media.

W takich konstrukcjach fałdowanie włókien węglowych działa na zasadzie sprężyny i znacznie zmniejsza moduł rozciągający i ściskający laminatu. Co więcej, każde „zafalowanie” włókna działa jak inicjator wybożenia przy ściskaniu.

W przypadku laminatu Thinpreg fałdowanie praktycznie nie występuje, a włókna węglowe mogą przejść pełne naprężenie pod obciążeniem, co wyjaśnia, dlaczego sztywność skrętna skrzydeł może być znacząco zwiększona (patrz rys. 7). Ale zalety na tym się nie kończą. Niskie fałdowanie Thinpreg zapewnia również bardzo mało punktów inicjacji wybożenia, w przeciwieństwie do zwykłych tkanin, w których każda jednostka splotu stanowi lokalny punkt inicjacji wybożenia. Zaowocowało to znacznie lepszą odpornością na uderzenia. Niestety, ze względu na wyśrubowane parametry konstrukcji zawodniczych modeli swobodnie latających, obciążenia elementów nośnych są bardzo wysokie i bywa, że awaria jest nieunikniona.

Użycie laminatu Thinpreg spowodowało znaczne zmniejszenie uszkodzeń skrzydeł podczas „twardych lądowań”. Tam, gdzie skrzydła „starej szkoły” ulegały katastrofalnym uszkodzeniom, skrzydła z Thinpreg wyszły albo całkowicie bez uszkodzeń, ewentualnie wymagana naprawa była minimalna i łatwa do wykonania.

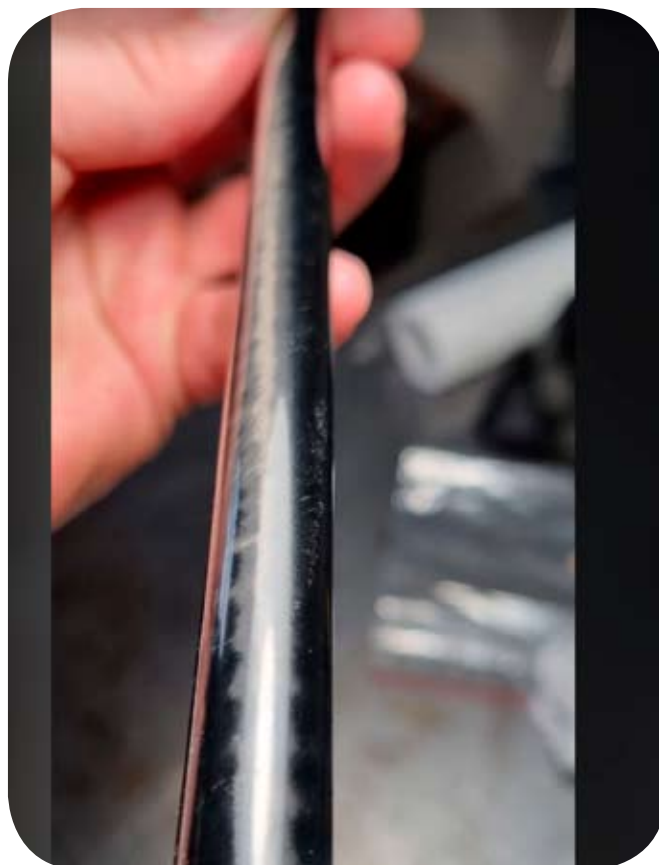
Jednak nie tylko konstrukcja skrzydła modelu czerpie korzyści z zalet technologii Thinpreg, także kadłuby modeli, stateczniki pionowe i poziome, co zaowocowało zauważalną redukcją masy. Na przykład, typowa rura kadłuba szybowca F1A o średnicy średnio 12 mm i długości ok. 900 mm waży 16 gramów . Zdjęcia na rysunkach 8 i 9 obrazują przykłady wykonania bardzo lekkich rur kadłubów modeli swobodnie latających. Przykładowo, rura kadłuba modelu F1B w wykonaniu Adama Krawca z Gliwic waży tylko 7.17g !



Rys. 6. Tkanina z karbowanymi włóknami (rysunek górny) oraz splot krzyżowy w materiale Thinpreg (rysunek dolny)



Rys. 8. Porównanie rur do budowy kadłuba modelu, zwykłe – wykonane z klasycznej tkaniny węglowej (na zdjęciu z lewej) oraz z zastosowaniem ThinPreg (z prawej)



Rys. 9. Rura kadłuba modelu F1B wykonana w technologii ThinPreg przez polskiego modelarza, Adama Krawca z Gliwic

6. Podsumowanie

Zastosowanie ultracienkich prepregów pozwoliło obniżyć masę konstrukcji modelu swobodnie latającego nawet o 20% bez utraty sztywności i wytrzymałości. Przykładowy model klasy F1B, którego większość elementów konstrukcyjnych (skrzydło, kadłub, stateczniki) zostały wykonane z zastosowaniem technologii ThinPreg pokazano na rysunku 10. Grupa młodych inżynierów, entuzjastów modeli swobodnie latających, założyła firmę Creative Composite Technologies (CCT), aby produkować poszycia skrzydeł z prefabrykatu ThinPreg na żądanie. W tym celu w NTPT opracowano dwuwarstwowy ThinPreg w orientacji +/- 45 stopni, który służy jako materiał bazowy do produkcji poszycia skrzydeł o nazwie „ThinSkin”. Więcej informacji o produktach CCT można znaleźć na ich stronie internetowej <http://www.creativecompositetechnologies.com/>

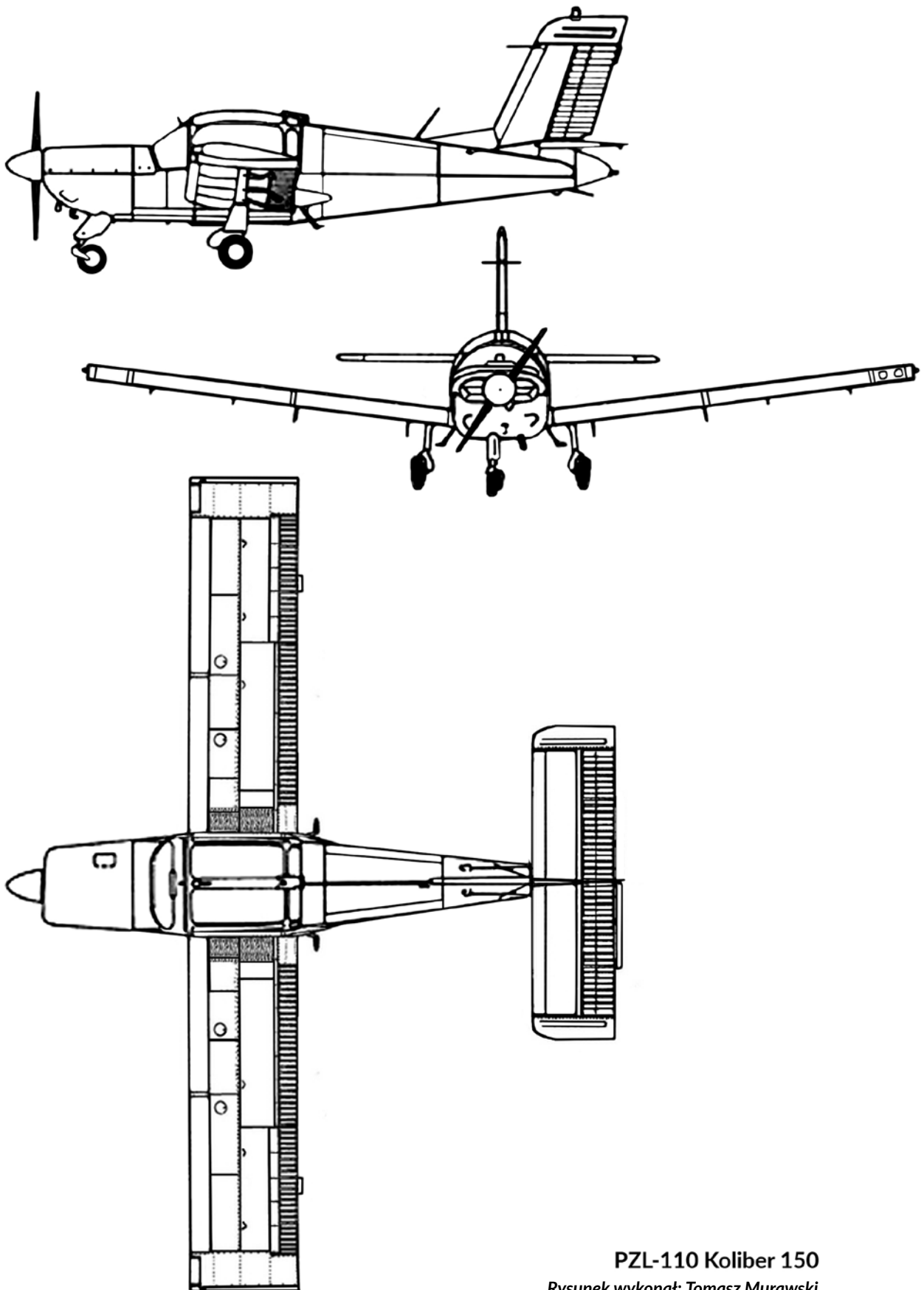
Połączenia cienkich powłok ThinPreg z lekkim rdzeniem piankowym otwiera nowe możliwości w zakresie projektowania i budowy elementów nośnych innych statków powietrznych, w których istotną rolę odgrywa redukcja masy i wysokie właściwości mechaniczne. UAV, MAV i drony, ale także statki powietrzne, których zadaniem jest lot na długotrwałość (np. bezzałogowe samoloty napędzane energią pochodzenia fotowoltaicznego)

to przykładowe obszary zastosowań technologii ThinPreg w lotnictwie.

Warto dodać, że firma NTPTM posiada zakład produkcyjny w Polsce. W czerwcu 2016 roku w Żorach została oficjalnie otwarta hala produkcyjna o powierzchni 2000 m², w której produkowany jest pełny asortyment firmy. Na terenie zakładu znajduje się maszyna do automatycznego układania taśmy UD - ATL, pozwalająca produkować preformy wielokierunkowe, jak również nowa maszyna zwiększająca możliwości produkcyjne jednokierunkowej taśmy UD.



Rys. 10. Model swobodnie latający z napędem gumowym Adama Krawca. Skrzydła oraz rura kadłuba wykonane z zastosowaniem ThinPreg



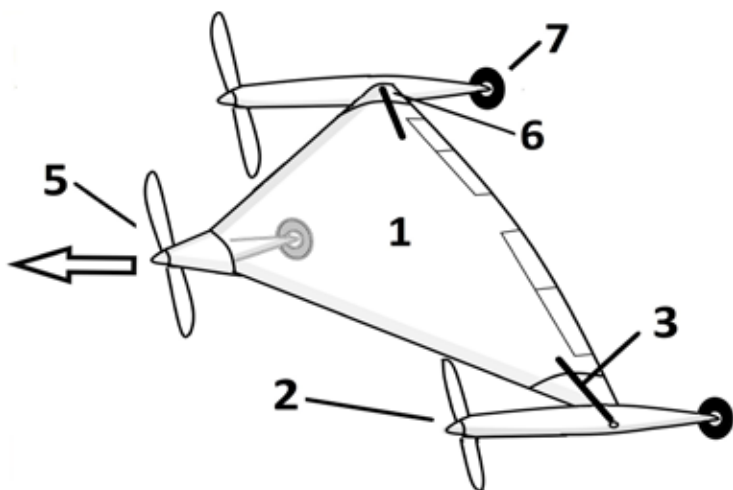
PZL-110 Koliber 150

Rysunek wykonał: Tomasz Murawski

Koncepcja statku powietrznego pionowego startu i lądowania w układzie latającego skrzydła

JAKUB MARSZAŁKIEWICZ

Akademia im. Jakuba z Paradyża w Gorzowie Wielkopolskim
Fundacja Otwartego Muzeum Techniki we Wrocławiu



Streszczenie:

Artykuł przedstawia koncepcję statku powietrznego pionowego startu i lądowania w układzie latającego skrzydła, w którym umieszczone na końcówkach skrzydeł gondole silnikowe obracają się w dół i w górę wraz z połączonymi z nimi lotnikami. Zaprezentowano także wybrane patenty, które przedstawiają podobne koncepcje. Niniejszy opis nie jest patentem w znaczeniu ustawy z dnia 30 czerwca 2000 r. Prawo własności przemysłowej, lecz zastosowano w nim słownictwo porównywalne z fachową terminologią patentową.

Słowa kluczowe: latające skrzydło, pionowzlot, samolot krótkiego startu i lądowania, VTOL, zmienny wektor ciągu, tiltrotor

1. Wprowadzenie

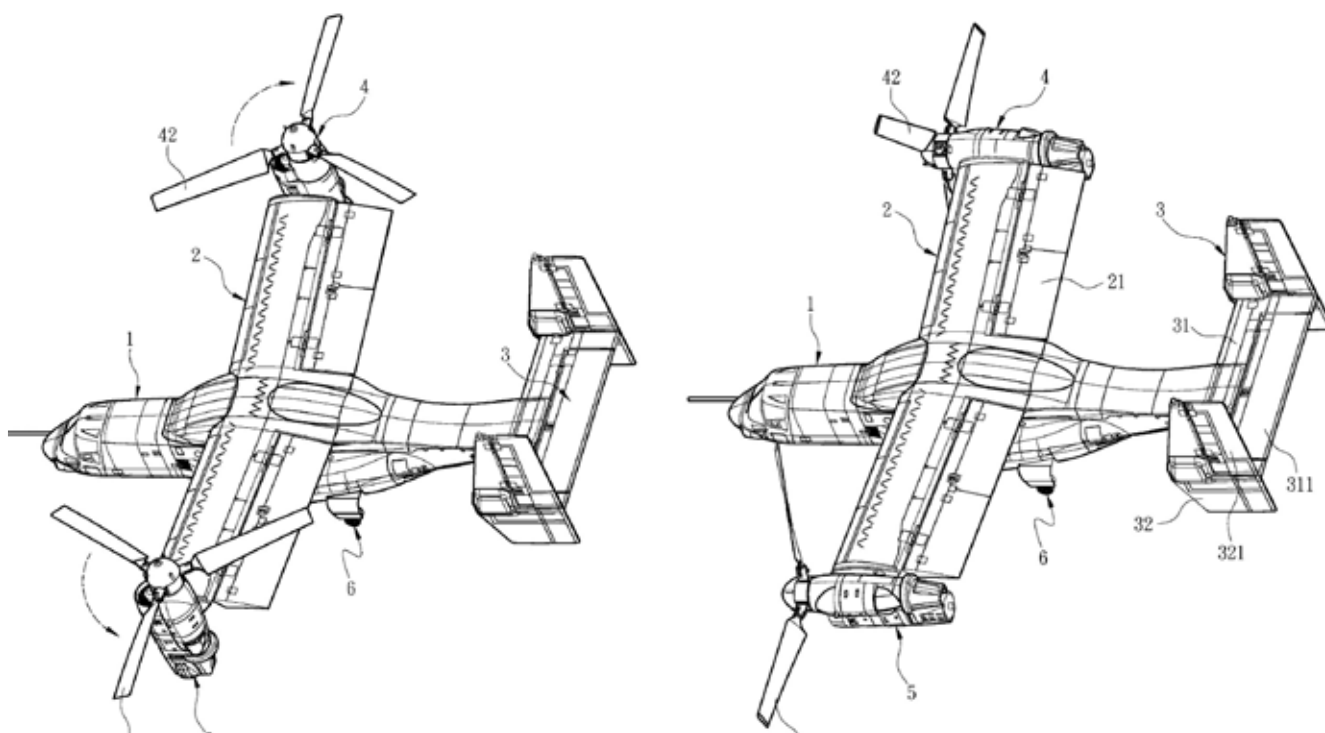
W ciągu ponad stu lat historii lotnictwa silnikowego powstało wiele koncepcji i odmian statków powietrznych mogących startować i lądować pionowo. Najczęściej służą do tego śmigłowce. Powstało także kilka typów samolotów o takich zdolnościach, a także tiltrotory – pionowzloty będące czymś pomiędzy samolotem, a śmigłowcem (ze słynnym Ospreyem na czele). Koncepcja ta w większości przypadków zakłada, że jedyną siłą umożliwiającą lot pionowy jest siła ciągu zespołu napędowego. Niewielki procent znanych konstrukcji zakłada zastosowanie w tym celu także siły nośnej wytwarzanej przez powierzchnie aerodynamiczne, które wychylają się wraz z obrotem wektora ciągu zespołu napędowego. W niniejszym artykule chciałbym przedstawić właśnie taką koncepcję.

2. Przegląd konstrukcji pionowzlotów

Najpierw przytoczę patent prezentujący przykład typowego tiltrotora, gdzie obrót gondol silnikowych nie jest połączony analogicznym z obrotem lotek. Najbardziej znanym statkiem powietrznym tego rodzaju jest amerykański pionowzlot Bell Boeing V-22 Osprey zaprojektowany pod koniec lat 80. W zasadzie jest on zarówno samolotem, jak i śmigłowcem, w zależności w jakiej konfiguracji akurat leci. Podczas lotu poziomego, gdy oś siły ciągu jest skierowana poziomo (lub jest podniesiona pod niewielkim kątem) Osprey jest samolotem. Natomiast podczas lotu pionowego lub zawisu w powietrzu, gdy oś siły ciągu jest skierowana pionowo, jest on śmigłowcem. Konstrukcja zespołu napędowego i układu aerodynamicznego V-22 została przedstawiona m.in. w patencie US20110177748A1 z 2010 r. [4]

Przytoczę tu także przykład podobnego patentu, który częściowo zawiera pomysł wykorzystania łącznej siły ciągu zespołu napędowego oraz siły nośnej niewielkich płatów podczas lotu wznoszącego. Chodzi o patent US20110315809A1 zgłoszony w 2011 r. w USA [6].

Zakłada on budowę sześciowirnikowego pionowzlotu (tiltrotora), który oprócz wirników posiada także kilka płatów. Większość siły nośnej umożliwiającej wznoszenie jest tam generowana przez siłę ciągu zespołu napędowego, aczkolwiek autor przewiduje możliwość przekręcania także końcówek skrzydeł wraz z obrotem gondol silników. Owe obracane końcówki przewidziano tam jedynie na przednich i tylnych płatach, które pełnią w tej koncepcji rolę stateczników. Koncepcja przewiduje budowę raczej dużego i ciężkiego statku powietrznego. Kadłub widoczny



Rys. 1. Pionowzłot V-22 Osprey oraz jego obracane gondole silnikowe (patent US20110177748A1 z 2010 r.) [4]

na rysunkach jest wzorowany na samolocie transportowym C-130 Hercules.

Bardzo podobną koncepcję przekręcanych końcówek płatów z gondolami silników i końcówkami zaprezentowano także w patencie US7861967B2 z 2010 r. [2] Przedstawia on jednak wizję samolotu w układzie tradycyjnym z głównym płatem przednim i tylnym usterzeniem.

Warto zaznaczyć, że prace nad podobnymi rozwiązaniami prowadzono także w Polsce. Śmigłowcowe Biuro Konstrukcyjne Instytutu Lotnictwa w Warszawie pod kierownictwem mgr. inż. Bronisława Żurakowskiego w latach 1956-1957 rozpoczęło prace nad samolotami pionowego startu, w których zastosowane miały być skrzydła przekręcane wraz z silnikami o kąt do 90° na potrzeby lotu pionowego. Do prac nad tym zagadnieniem przystąpiła wydzielona w tym celu grupa inżynierów kierowana przez mgr. inż. Jana Koźniewskiego. Opracowano wtedy projekt demonstratora technologii PS-3 oraz samolotów transportowych PS-1, PS-2 i PS-4. Prace nad polskim programem samolotów VTOL zamknięto jednak w 1961 r. [1] [3] [5] [7].

3. Latające skrzydło z obracanymi końcówkami skrzydeł

Koncepcja statku powietrznego według autora posiada podobne założenie, aczkolwiek odnosi się do samolotu w układzie latającego skrzydła.

Obecnie produkowane wielowirnikowe śmigłowce utrzymują się w locie niemal wyłącznie za pomocą siły ciągu wytwarzanej przez zespół napędowy. Ich kadłuby

oraz ewentualnie niewielkie skrzydła wytwarzają jedynie szczątkową siłę nośną. Taka maszyna ma wprawdzie stosunkowo niski opór aerodynamiczny przy wznoszeniu się pionowo w górę, ale jest bardzo energochłonna w locie poziomym względem statków powietrznych, gdzie większość siły nośnej wytwarzają płaty nośne w samolocie tradycyjnym lub płaty płynnie „stopione” z kadłubem w kadłubolocie. Opracowano także pionowzłoty posiadający konstrukcję podobną do klasycznego samolotu, z klasycznymi płacami i usterzeniem, w których siłę nośną podczas lotu pionowego wytwarza wyłącznie zespół napędowy (Harrier, Jak-38, F-35B).

Kolejnym układem konstrukcyjnym stosowanym w budowie współczesnych statków powietrznych jest latające skrzydło. Podstawową cechą tego rozwiązania jest brak części ogonowej, a sam statek powietrzny wyglądem przypomina jedno duże skrzydło.

Rozwiązanie według proponowanego wynalazku ma na celu poprawę parametrów lotu statku powietrznego zwłaszcza w locie pionowym pod kątem innym niż 90° , poprzez wykorzystanie łącznej siły nośnej kadłuba w formie latającego skrzydła oraz siły ciągu śmigieł (lub innego rodzaju napędu) umieszczonych na jego końcach.

Istotę wynalazku stanowi konstrukcja statku powietrznego składająca się z kadłuba, zespołów napędowych, śmigieł i podwozia. Kadłub ma formę latającego skrzydła, który umożliwia wytwarzanie siły nośnej w ruchu postępowym do przodu i odciąża w dużej mierze zespoły napędowe. Latające skrzydło ma zamocowane śmigła, każde na przegubie z osią obrotu. Śmigło w wariacie mocowania z tyłu jest korzystne dla odmiany załogo-

wej statku gwarantując dobrą widoczność do przodu. W innym wariantcie statku bezzałogowego śmigło może być mocowane zarówno z przodu jak i z tyłu. Mocowanie śmigła w ogonie statku umożliwia optymalne usytuowanie kabiny w przedniej części statku. Latające skrzydło wyposażone jest w tradycyjne lotki aerodynamiczne, kłapy oraz ewentualnie skrzela. Lotki występują tu w postaci przekręcanych powierzchni aerodynamicznych na końcówkach płatów i na stałe są połączone z osią obrotu śmigła lub innego źródła siły ciągu, przykładowo wentylatora lub dyszy odrzutowej i obracają się wraz z nim.

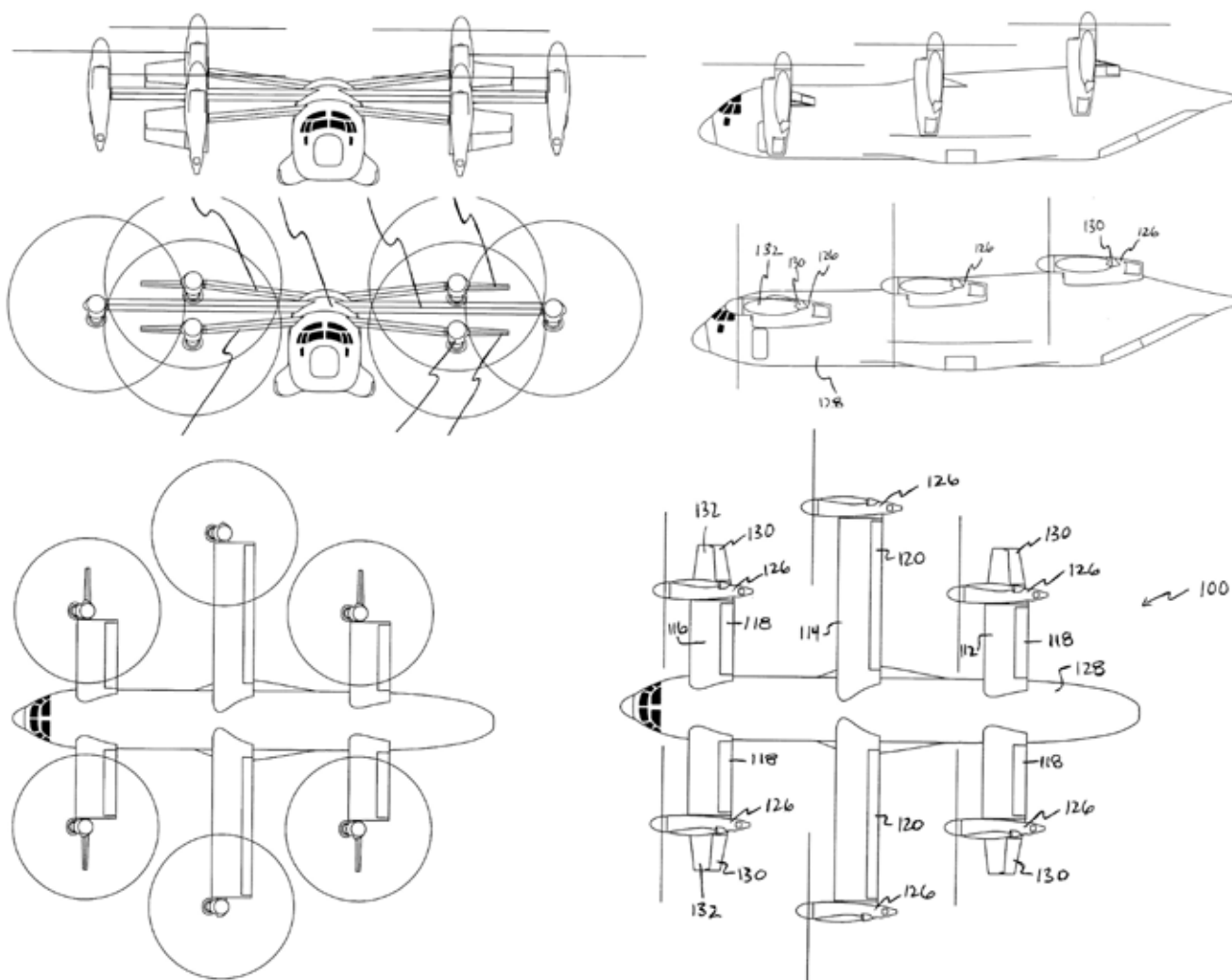
Lotkę można przymocować do osi obrotu całą jej powierzchnią od krawędzi natarcia do krawędzi spływu z tyłu profilu. W innym sposobie wykonania przymocowuje się tylko część jej profilu, gdzie przymocowana do osi obrotu jest tylko część lotki zawierająca w sobie krawędź natarcia lub krawędź spływu lub część występująca w środku profilu i nie połączona z żadną z krawędzi.

Sterowanie statkiem odbywa się głównie przez zmianę ustawienia pozycji śmigieł. W trakcie lotu końcówki skrzydła obracają się w górę i w dół razem ze śmigłami (z wek-

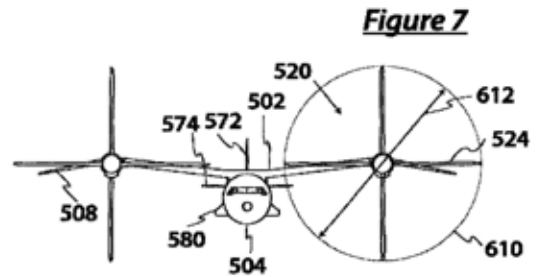
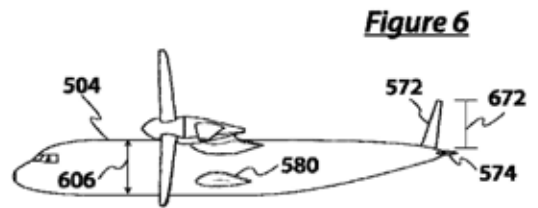
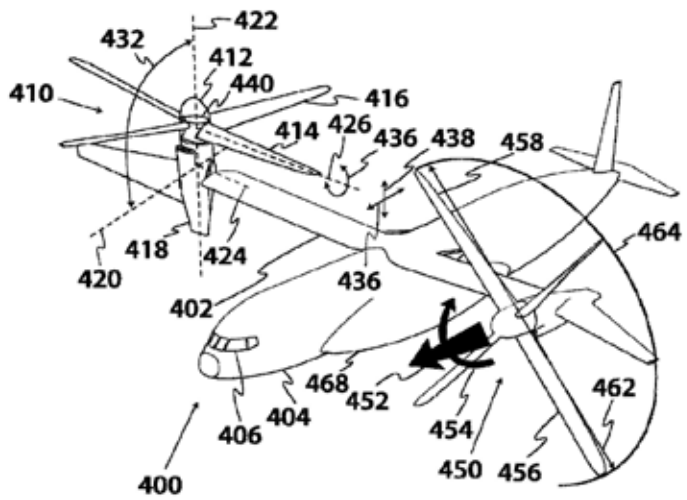
torem ciągu), wychylając tym samym część powierzchni nośnej skrzydła (lotkę). Na tylnym przedłużeniu końcówek skrzydła mogą być zamocowane golenie podwozia, które przy odchyleniu śmigieł do pozycji pionowej, wysuwają się w dół wraz z kołami do lądowania.

4. Podsumowanie

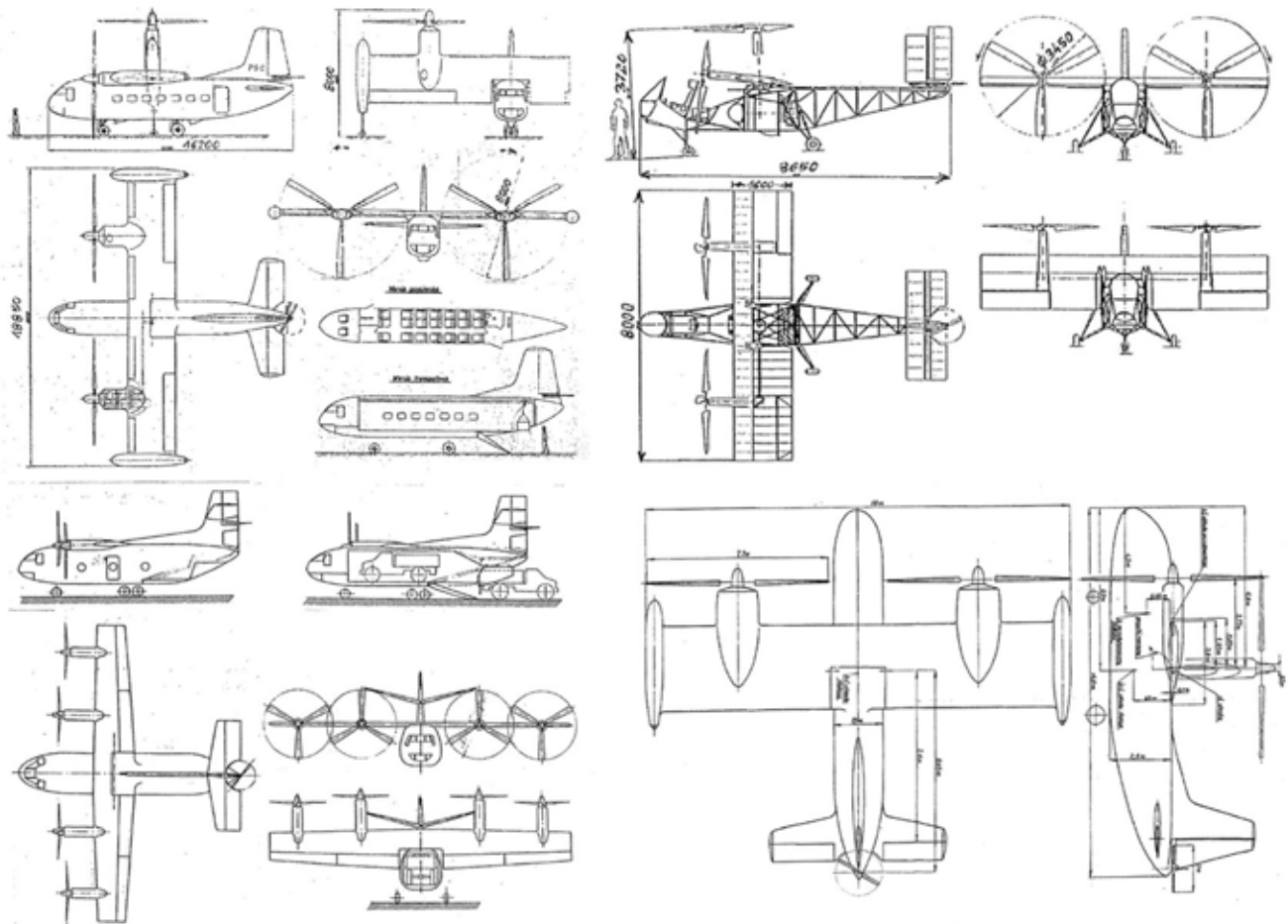
W artykule przedstawiono koncepcję statku powietrznego pionowego startu i lądowania, charakteryzującego się tym, że posiada układ aerodynamiczny latającego skrzydła oraz śmigło-silnikowe zespoły napędowe, umieszczone w obrotowych gondolach. Najważniejszą zaletą statku powietrznego według proponowanej koncepcji jest poprawa parametrów lotu, zwłaszcza w locie pionowym pod kątem innym niż 90°, poprzez wykorzystanie łącznej siły nośnej kadłuba w formie latającego skrzydła oraz siły ciągu śmigieł (lub innego rodzaju napędu) umieszczonych na jego końcach.



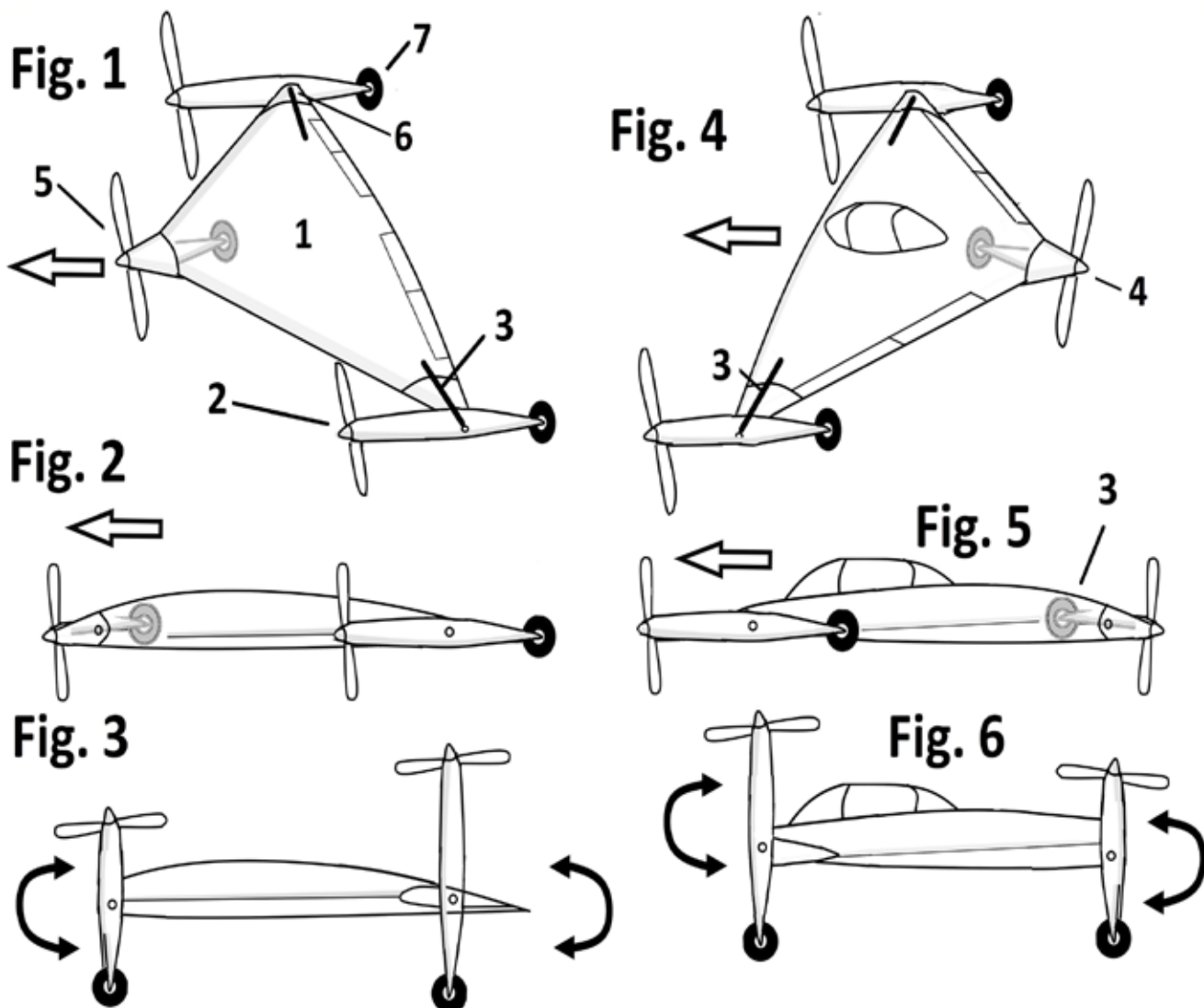
Rys.2. Koncepcja wielowirnikowego pionowzlotu zaprezentowana w patencie US20110315809A1 z 2011 r. Uwagę zwracając obracane końcówki przednich i tylnych płatów[6]



Rys.3. Konceptcja wielowirnikowego pionowzlotu z obracanimi konc6wkami skrzydeł zaprezentowana w patencie US7861967B2 z 2010 r. [2]



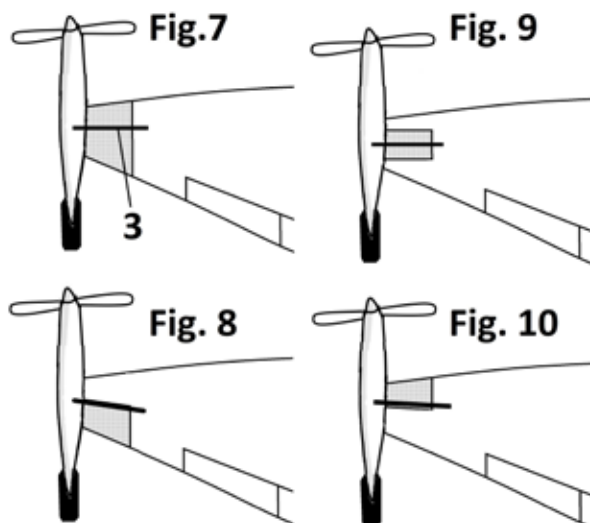
Rys.4. Konceptcje pionowzlot6w PS-1, PS-2, PS-3 i PS-4, nad którymi pracowano w Instytucie Lotnictwa w Warszawie w latach 1956-1961 [5] [7]



Rys. 5. Koncepcja latającego skrzydła z przekręcanymi końcówkami płatów

Bibliografia:

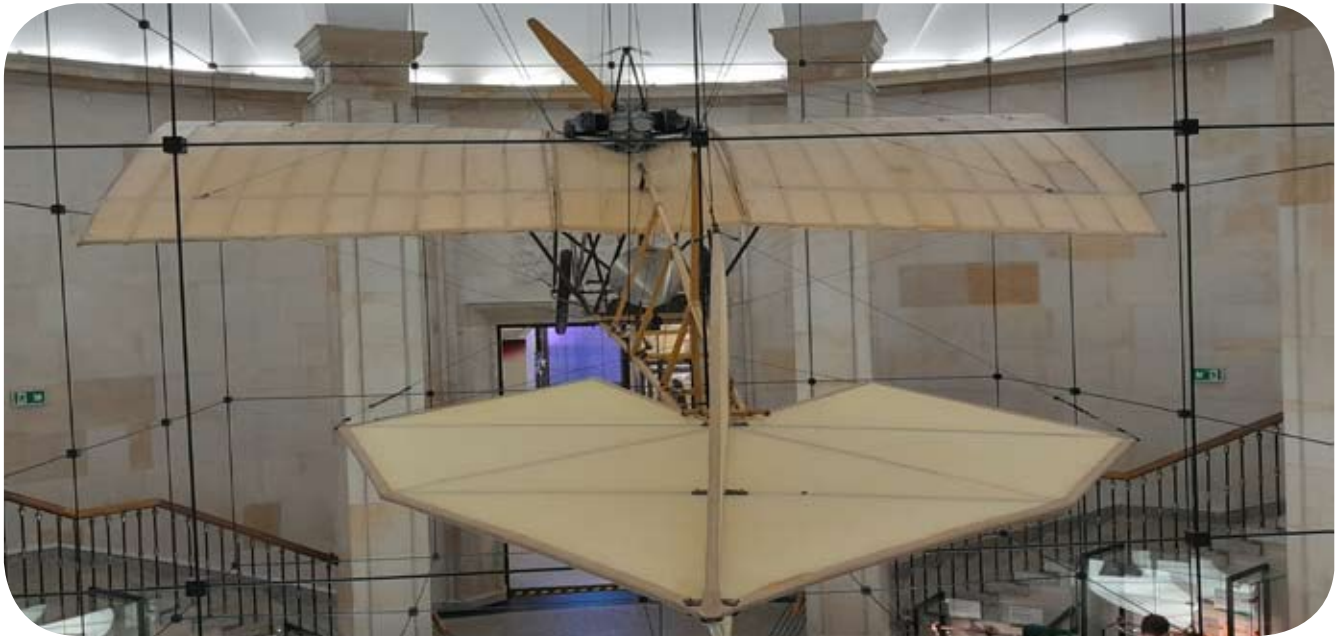
- [1] Glass A., Polskie Konstrukcje Lotnicze, tom I-VII, wyd. Stratus, Sandomierz 2004–2021.
- [2] Karem A., Aircraft with integrated lift and propulsion system, US7861967B2, USA 2010.
- [3] Koźniewski J., Prace nad samolotami pionowego startu i lądowania (VTOL) w Polsce, w: Januszewski S. (red), Lotnictwo stulecie przemiany, wyd. FOMT, Wrocław 2003.
- [4] Luo Z., VTOL model aircraft, US20110177748A1, USA 2010.
- [5] Luto K., Instytut Lotnictwa, <http://www.samoloty-polskie.pl/samoloty/1262/126/Instytut-Lotnictwa-IL2>.
- [6] Oliver R. D., Three wing six-tilt propulsion unit VTOL aircraft, US20110315809A1, USA 2011.
- [7] Projekty pionowzłotów inż. J. Koźniewskiego, w: Polska Technika Lotnicza Materiały Historyczne nr 33 (6/2007).



Rys.6. Warianty końcówek płata w opisanej tu koncepcji latającego skrzydła pionowego startu i lądowania

Zbiory lotnicze w Muzeum Techniki w Warszawie

TOMASZ MURAWSKI



Rys. 1. Kopia pionierskiego samolotu Santos Dumos N. 20 „Demoiselle”. Fot. Tomasz Murawski

Muzeum mieści się w samym centrum Warszawy, w Pałacu Kultury i Nauki, wejście jest od strony południowej, obok kina Kinoteka. Bilet normalny kosztuje 16 PLN, a więc nie jest to dużo. Samo muzeum prezentuje szereg artefaktów z różnych dziedzin techniki, w tym mamy tutaj potężną kolekcję nt. motoryzacji, jednakże nie mogło pominąć w nim i techniki lotniczej. Oczywiście nie może się to równać z ogromnymi zbiorami lotniczymi w Muzeum Lotnictwa Polskiego w Krakowie, ale nie możemy też narzekać. I tak na samym początku wita nas kopia pionierskiego samolotu Santos Dumos N. 20 „Demoiselle”, wykonana jako jedna z trzech replik starych samolotów, zbudowanych w latach 60-tych przez Pawła Zołotowa. Na takim samolocie dokończył szkolenie lotnicze Michał Scipio del Campo. Oprócz samolotu Santosa, Zołotow zbudował kopię samolotu Farman – obecnie MLP Kraków – jak też wiropląt Bensen. Próby kołowania Farmana odbyły się ponoć na warszawskim lotnisku Bemowo w 1970 r. Samolot Santos Dumos posiadał oryginalne ruchome całe tylne usterzenie – usterzenia pionowe i poziome są połączone w całość i wychylają się razem, co upraszało ich budowę. Taka ciekawostka nigdzie dzisiaj chyba nie stosowana w lotnictwie. Innym samolotem jest słynny Junak 3 konstrukcji mgr inż. Tadeusza Sołtyka – prezentowany jest sam kadłub wraz z usuniętym częściowo pokryciem, co pozwala zajrzeć do wnętrza tej konstrukcji. Junak był pierwszym po wojnie seryjnym polskim samolotem budowanym dla wojska. Przechodząc dalej do salki obok mamy wspaniałą kolekcję plakietek szybowcowo-samolotowych i trochę wspaniale wykona-

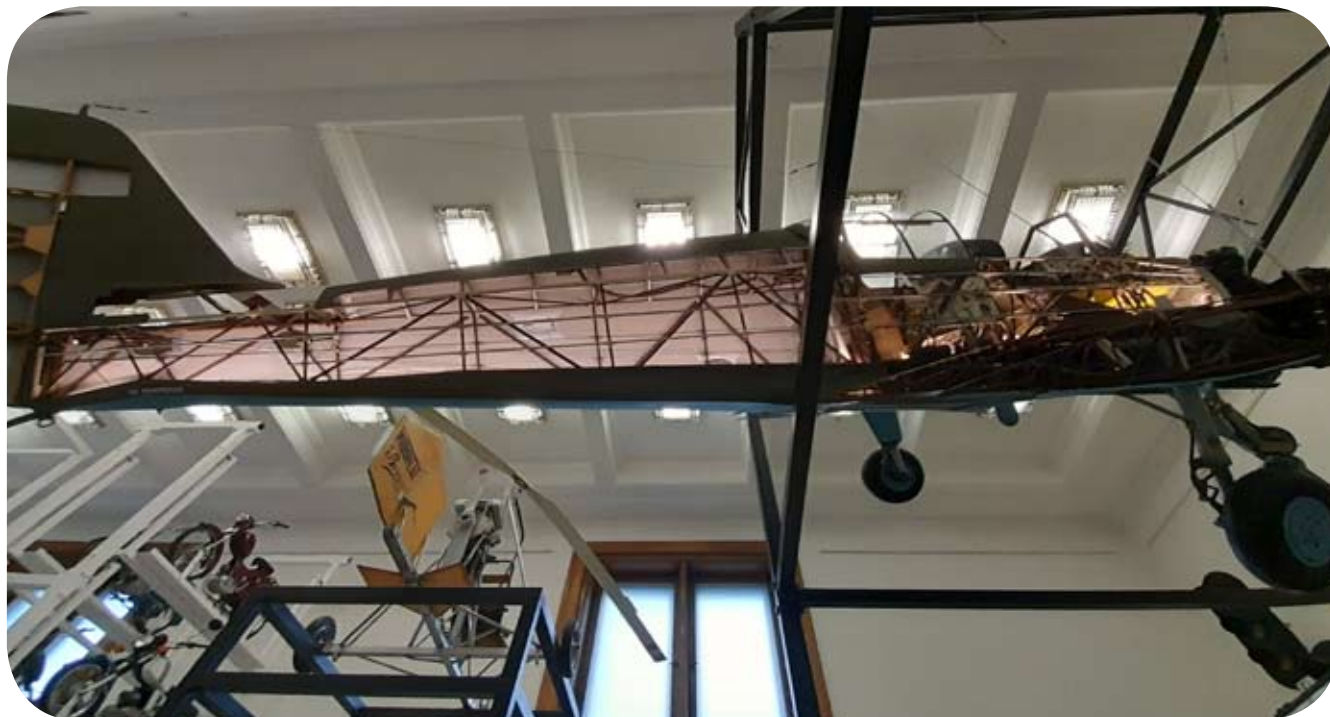
nych modelki samolotów i szybowców, zawieszonych pod sufitem. Wreszcie mamy silniki lotnicze, śmigła i akcesoria pilota. Z silników lotniczych mamy tutaj prawdziwą perłę: oryginalny belgijski silnik w układzie bokser Sarolea Albatros, napędzający przedwojenny motoszybowiec Bąk II Antoniego Kocjana. Można z czasem poprosić Dyрекcję muzeum o dorobienie do niego drewnianego śmigła – na podstawie oryginalnego rysunku śmigła Bąka – oraz dodanie zdjęcia-planszy Bąka w locie. Silnik ten jest jednym z dwóch zachowanych obecnie w świecie, wywodził się oczywiście z doskonałych motocykli produkowanych przez tą firmę. Innym skarbem jest oryginalny silnik konstrukcji inż. Władysława Zalewskiego, 5-cio gwiazdowy. Jeszcze innym jest silnik biorotacyjny z czasów I wojny światowej. W silniku tym śmigło obraca się razem ze wszystkimi cylindrami – stały wał korbowy. Podobno gwarantowało to natychmiastowy zapłon silnika, czyli umożliwiała błyskawiczny start samolotu, z drugiej strony moment giroskopowy powodował, że samolot myśliwski Sopwith Camel z takim silnikiem zakręcał w jedną stronę z oporami, ale w drugą nieomal w miejscu! Co dawało niesamowitą przewagę w powietrzu, coś jak dzisiaj sterowany wektor ciągu. Ze śmigieł oczywiście nie mogło zabraknąć Szomańskiego. Warszawska Wytwórnia Śmigieł zaopatrywała wszystkie polskie samoloty w te śmigła, ale i niektóre zagraniczne. Śmigła projektował absolwent Wydziału Lotniczego Politechniki Warszawskiej, mgr inż. Jerzy Bukowski, też powojenny rektor tejże uczelni, potem poseł na sejm. W podsumowaniu jak widać naprawdę warto wybrać się do tego muzeum, będąc nawet przelotnie w stolicy.



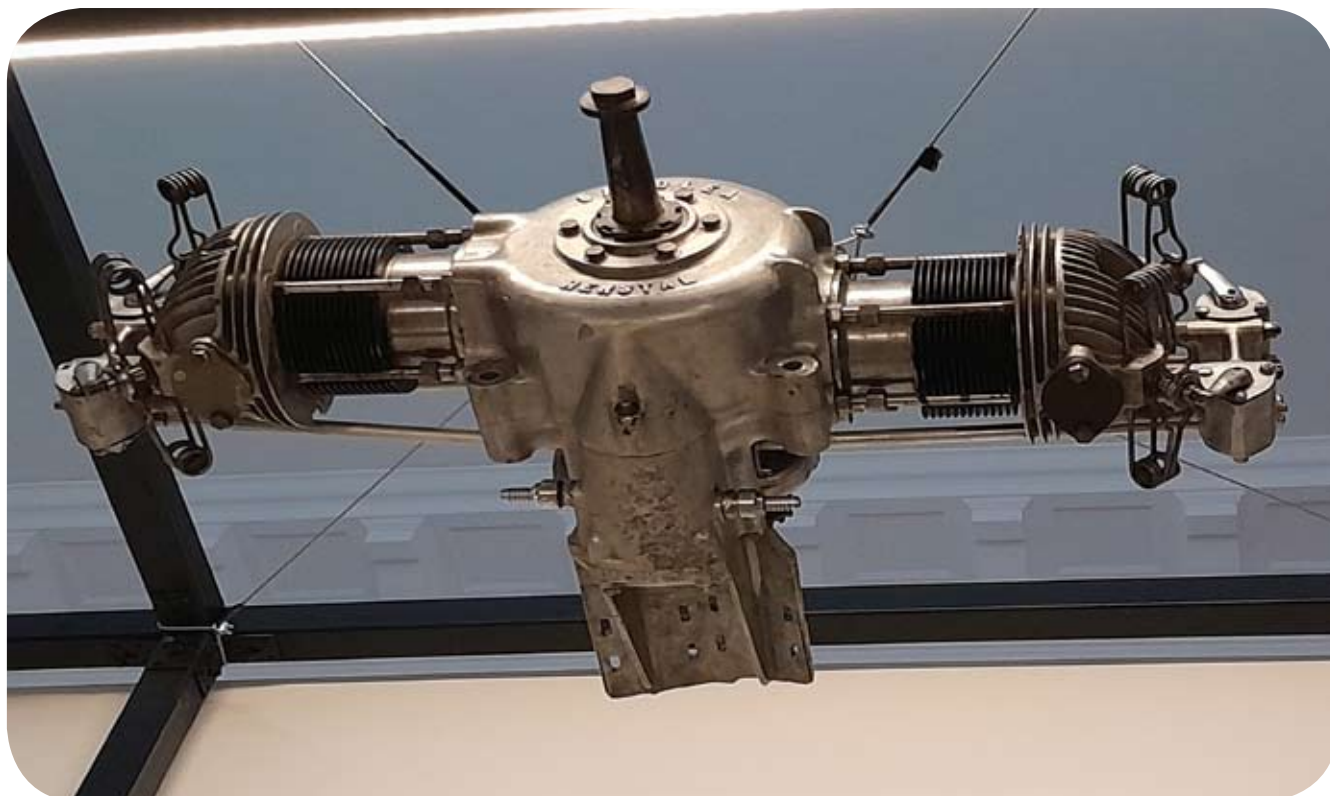
Rys. 2. Kopia pionierskiego samolotu Santos Dumont N. 20 „Demoiselle” w widoku z boku. Pilot siedział pod skrzydłem. Widoczny stożkowy zbiornik paliwa. Fot. Tomasz Murawski



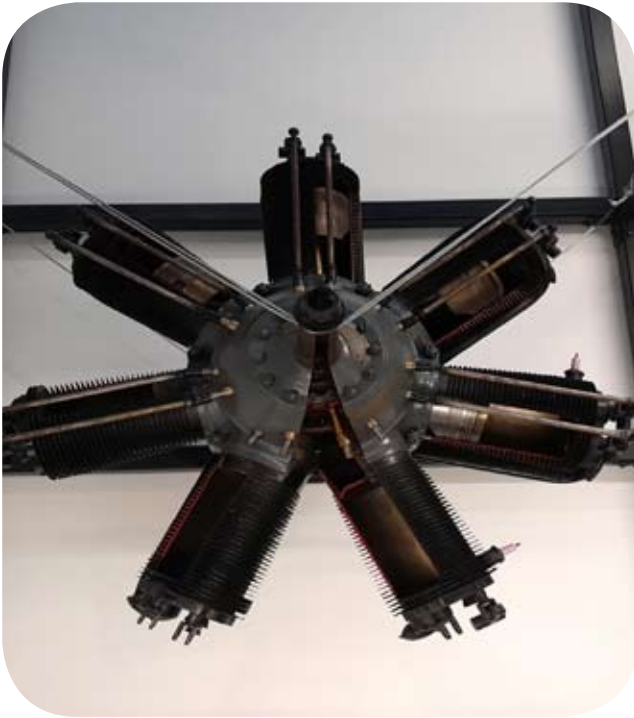
Rys. 3. Oryginalne przedwojenne okulary pilota, pilotka i świeca lotnicza. Fot. Tomasz Murawski



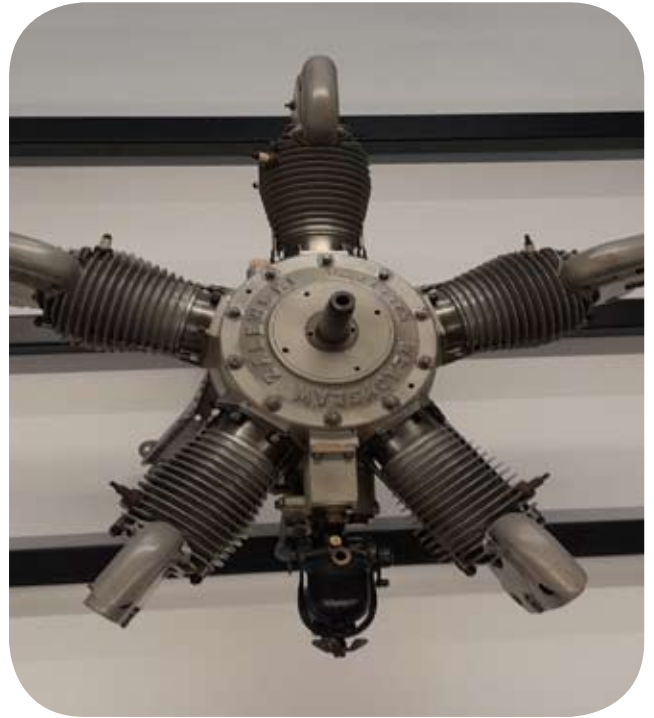
Rys. 4. Kadłub samolotu Junak 3. Fot. Tomasz Murawski



Rys. 5. Oryginalny belgijski silnik w układzie bokser Sarolea Albatros, napędzający przedwojenny motoszybowiec Bqk II Antoniego Kocjana. Fot. Tomasz Murawski



Rys. 6. Silnik biorotacyjny z czasów I wojny światowej.
Fot. Tomasz Murawski



Rys. 7. Silnik inż. Władysława Zalewskiego.
Fot. Tomasz Murawski



Rys. 8. Śmigło Szomańskiego CB-17 i jedno z pierwszych śmigieł o zmiennym skoku. Fot. Tomasz Murawski



Rys. 9. Niemiecki silnik odrzutowy Junker Jumo 004, napędzający samolot Me-262. Fot. Tomasz Murawski



FLY