

TECHNIKA

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

AVIATION AND SPACE TECHNOLOGY

3-4

2023



POLITECHNIKA
LUBELSKA



POLITECHNIKI
LUBELSKIEJ

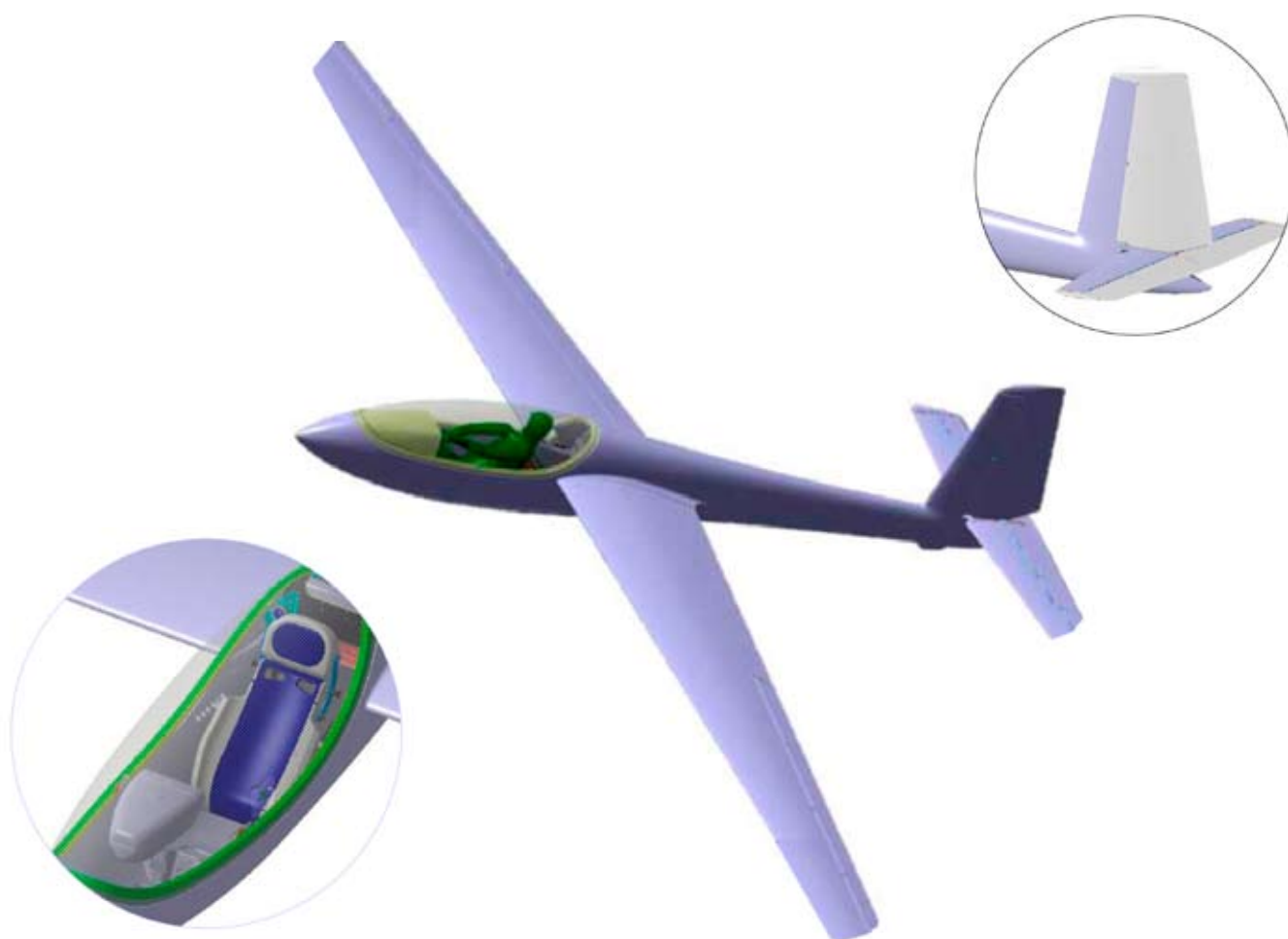


Szanowni Czytelnicy! Zamykamy drugi rok wydawania wznowionej „Techniki Lotniczej i Astronautycznej”. Do tej pory światło dzienne ujrzało 6 numerów naszego czasopisma. Zawarte w nich treści stanowią zarówno wartościowy materiał archiwalny, jak również transfer wiedzy najnowszej. Mamy nadzieję, że Czytelnicy doceniają wartość merytoryczną publikowanych artykułów, a przy tym graficzną stronę czasopisma. Nie chcemy jednak pozostawać w sferze domysłów, dlatego też chętnie usłyszymy lub przeczytamy opinie, uwagi czy recenzje, o które w tym miejscu gorąco prosimy Was, Czytelników „Techniki Lotniczej i Astronautycznej”. Z jednej strony chcielibyśmy sprostać wymaganiom i wyjść naprzeciw oczekiwaniom tak, aby nasze czasopismo służyło Wam jak najlepiej. Ponadto, naszą ambicją i głównym celem jest dążenie do wysokiego poziomu merytorycznego, przynajmniej częściowo porównywalnego z poziomem TLiA sprzed lat, gdy wśród autorów artykułów pojawiały się takie osoby jak Prof. Maksymilian Tytus Huber.

Zainteresowanych autorstwem zapraszamy do pisania i nadsyłania artykułów. Jak zawsze, krótka instrukcja dla autorów zamieszczona jest w stopce redakcyjnej. Od roku 2024 wszystkie nadsyłane prace będą recenzowane. Spełnienie tego wymogu jest warunkiem dodania „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” do wykazu czasopism naukowych Ministra Nauki. Ponadto, począwszy od najbliższego numeru, prace można umieszczać w systemie, pod adresem <https://ph.pollub.pl/index.php/tlia>.

Życzymy miłej lektury i zapraszamy do współtworzenia „Techniki Lotniczej i Astronautycznej”!

Jarosław Pytka



Opracowywany w Instytucie Lotnictwa szybowiec akrobacyjny „1-45 JAY” przeznaczony dla zawodników w akrobacji szybowcowej, aeroklubów i szkół lotniczych. Konstrukcja z materiałów kompozytowych – włókna węglowe i szklane – głównie w technologii prepregów bezautoklawowych. Dane techniczne: rozpiętość skrzydeł 12,89 m, powierzchnia skrzydeł 11,75 m², masa własna 300 kg, prędkość maksymalna 320 km/h, doskonałość 32. Rys. Instytut Lotnictwa

Samolot z okładki

– KB-2

JAROSŁAW PYTKA

Amatorskie projektowanie i budowa samolotu były dotychczas tematem kilku artykułów w naszym czasopiśmie. Przymiotnik „amatorskie” został tu użyty zwyczajowo, tak się bowiem przyjęło, począwszy od lat 80. XX wieku, kiedy to amatorzy podejmowali się projektowania, konstruowania i budowy samolotów czy szybowców, oczywiście na użytek własny. Dział wówczas Klub Amatorów Konstruktorów, zainicjowany przez Józefa Borzęckiego, a „Skrzydłata Polska” publikowała regularnie ciekawe artykuły z zakresu aerodynamiki, napędów, różnych rozwiązań konstrukcyjnych, a także opisujące samoloty amatorskie, pojawiające się wówczas dość często. Istotnie, w tamtych latach projektowaniem i budową samolotów, szczególnie ultralekkich, zajmowali się dość często amatorzy. Obecnie w odniesieniu do tego typu aktywności zamiast „amatorskie” należy raczej użyć słowa „indywidualne”. W Stanach Zjednoczonych używa się określenia *homebuilding*, co wcale nie opisuje miejsca wytworzenia przedmiotowego statku powietrznego. Można zatem przyjąć, że „indywidualna” budowa samolotu ma miejsce poza zakładem przemysłu lotniczego.

Pierwsi twórcy techniki lotniczej byli w gruncie rzeczy amatorami, a nawet nie mieli tego, co wspiera dzisiejszych konstruktorów – bogatej literatury przedmiotu i doświadczenia poprzedników. Bracia Wright, Louis Bleriot, Otto Lilienthal budowali swoje maszyny jako pionierzy. Można dociekać, które z ich przymiotów przeżywały, odwaga, intuicja czy geniusz inżynierski, gdyż wiedzy i doświadczenia nie mieli, bo nie mogli mieć.

Samolot KB-2 Jerzyk został w całości zaprojektowany, skonstruowany i zbudowany przez indywidualistę, który jest jednocześnie profesjonalistą. Pan Bogusław Kuśnierz posiada wyższe wykształcenie, ukończył Politechnikę Rzeszowską, specjalność – budowa płatowców, i przez niemal dwie dekady pracował zawodowo w przemyśle lotniczym. W bieżącym numerze „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” publikujemy trzeci artykuł o samolocie KB-2 Jerzyk, opisujący proces projektowania i obliczenia konstrukcyjne. Można się przekonać, że zastosowane metody projektowania i obliczeń wykorzystują najnowsze narzędzia CAD, choć miejscami nawiązują do źródeł sprzed lat. Ktoś może zapytać, na ile taki samolot spełnia wymogi bezpieczeństwa, skoro został zbudowany w prowizorycznym pomieszczeniu, a nie w profesjonalnym zakładzie lotniczym, bez użycia drogich maszyn technologicznych itd. Tu właśnie tkwi geniusz konstruktora, który potrafił rozłożyć skomplikowaną całość na proste etapy technologiczne, które można zrealizować w warunkach domowych, bez uszczerbku na trwałości i niezawodności.

Mamy nadzieję, że lektura i analiza treści zawartych w artykule Pana Bogusława Kuśnierza będzie inspirująca, szczególnie dla młodych adeptów techniki lotniczej. Nie bójcie się konstruować!



Oblot repliki przedwojennego motoszybowca Bqk 13 maja 2024 r.
Fot. Fundacja Zabytki Polskiego Nieba – Adam Harke

TECHNIKA
lotnicza
i ASTRONAUTYCZNA

AMATEUR AND SPACE TECHNOLOGY



Wydawca:
Politechnika Lubelska

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

Redaguje zespół:
Martyna Bawolska,
Ernest Gnapowski,
Anna Kołtunowska,
Jan Laskowski,
Jakub Marszałkiewicz,
Tomasz Murawski,
Michał Ombach,
Red. naczelny – Jarosław Pytko
j.pytko@pollub.pl

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

Członkowie:
gen. bryg. w st. spocz. mgr inż. Ryszard Dębski
(Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych,
Prezes Towarzystwa Polskich Inżynierów
Lotnictwa SIMP),
dr inż. Andrzej Glass,
(Redaktor Honorowy),
dr hab. inż. Andrzej Gontarz
(Politechnika Lubelska),
gen. broni pil. prof. dr hab. Jerzy Gotowała
(Akademia Sztuki Wojennej),
prof. Pablo Iscold
(Center of Aeronautical Studies, Federal
University of Minas Gerais, Pampulha,
Brazylia),
prof. dr hab. inż. Marek Orkisz
(Politechnika Rzeszowska),
prof. Zbigniew Pater
(Politechnika Lubelska – Przewodniczący RP),
gen. bryg. pil. dr hab. Jan Rajchel
(Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych
w Dęblinie – obecnie Lotnicza Akademia
Wojskowa w Dęblinie),
dr hab. Paweł Soroka
(Uniwersytet Jana Kochanowskiego
w Kielcach),
dr inż. Marek Szumski
(Politechnika Rzeszowska),
prof. dr hab. inż. Romana Śliwa
(Politechnika Rzeszowska),
płk dr hab. inż. Adam Wetoszka
(Lotnicza Akademia Wojskowa w Dęblinie),
dr hab. inż. Kazimierz Zaleski (Politechnika
Lubelska, SIMP),
prof. dr hab. Józef Zając
(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
(EKOLO),
dr inż. Tomasz Krysiński
(Airbus Helicopters),
pil. mgr inż. Jacek Mainka
(WIZAIR),
mgr inż. Edward Margański
(Zakłady Lotnicze Margański&Mysłowski S.A.)

Rysunek na okładce: Martyna Bawolska



Rysunek komputerowy samolotu KB-2
(rys. Bogusław Kuśnierz)

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 popularnonaukowe o tematyce technicznej, publikowane na prawach rękopisu.

4. Przygotowane artykuły można przysyłać pocztą elektroniczną na adres:

j.pytka@pollub.pl

lub za pośrednictwem platformy wydawniczej Lublin University of Technology Publishing House:

<https://ph.pollub.pl/index.php/tlia/about/submissions>.

Spis treści

4	Przyczepy samochodowe AVG do transportu szybowców firmy Avionic
12	Samolot amatorski KB-2 Jerzyk – obliczenia
17	Zastosowanie ciężkich myśliwców przechwytyjących MiG-31 przeciwko Ukrainie
24	O wingletach na skrzydłach szybowców
30	16. Konferencja Zmęczenie konstrukcji lotniczych
38	Świdnik Air Festival 2023
44	Replika szybowca Czajka II z 1931 r.

Przyczepy samochodowe AVG do transportu szybowców

LESZEK MATUSZEK

Avionic s.c.



Rys. 16. Przyczepa AVG 15/18 do przewozu szybowców klasy 18m

Streszczenie

W artykule przedstawiono historię produkcji przyczep samochodowych do przewozu szybowców, początkowo w PDPS Bielsko, a następnie w firmie Avionic. Opisano budowę typowej przyczepy szybowcowej i jej podzespołów zasadniczych. Wskazano wymagania i procedury homologacyjne. Dokonano również krótkiego przeglądu przyczep produkowanych w firmie Avionic.

Słowa kluczowe: przemysł szybowcowy, przyczepy, wytwarzanie, technologie

1. Wprowadzenie

Kiedy w 1982 r. zaczynałem pracę w zakładach szybowcowych PDPS PZL Bielsko, zauważyłem, że do większości nowych szybowców klienci potrzebowali nowoczesnych przyczep transportowych, które zamawiali u zagranicznych producentów. Uniwersalna przyczepa transportowa typu Krakus, która była eksploatowana w aeroklubach w Polsce, była dobrze zaprojektowana i spełniała swoje zadanie do transportu szybowców z przygodnych lądowisk do macierzystych lotnisk. Do dzisiaj jeszcze kilka takich przyczep jest w użyciu. W obecnych czasach przyczepa musi

PZL BIELSKO 1 SP. z o.o.
Ul. Cieszyńska 325 43-300 Bielsko-Biala

WYCIĄG ZE ŚWIADECTWA HOMOLOGACJI

PZL BIELSKO 1 Sp. z o.o., ul. Cieszyńska 325, 43-300 Bielsko-Biala

Świadcza, że pojazd:

1. Rodzaj	PRZYCZEPA SPECJALNA DO PRZEWOZU SZYBOWCÓW
2. Marka	PZL BIELSKO 1
3. Typ, model	AEROTRAIL KAMA
4. Rok produkcji	1999
5. Rodzaj podwozia	SKRZYWIOWE
6. Barwa	BIŁA
7. Nr podwozia	SV9AEROTRXDPB1006
8. Masa własna	495 kg
9. Dopuszczalna masa całkowita	750 kg
10. Dopuszczalna ładowność	255 kg

Jest zgodny z typem homologowanym na który zostało wydane przez
 MINISTERSTWO TRANSPORTU I GOSPODARSTWA MORSKIEJ Świadczenie homologacji
 pojazdu Nr 1468 z dnia 08.01.1997.

PZL - BIELSKO 1
SPÓŁKA z o.o.
 43-300 BIELSKO-BIALA
 ul. Cieszyńska 325

PREZES ZARZĄDU
mgr inż. Leszek MATUSZEK

PZL BIELSKO 1 Sp. z o.o.
 Ul. Cieszyńska 325
 43-300 Bielsko-Biala

tel / fax
 +48 33 8530 088

Bank:
 Kredyt Bank PBI S.A. O/Bielsko-Biala
 14001167.00100001.0114000010001

Rys. 1. Świadczenie homologacji przyczepy Aerotrail Kama uzyskane w 1997 r.

spełniać już więcej zadań, oczywiście głównie transportowych, ale także przez większość czasu jest hangarem do przetrzymywania szybowca. Ponadto wykorzystuje się ją przy montażu i demontażu szybowca, dokonanych przez niewielką liczbę osób, czy też samodzielnie przez pilota.

Zaproponowałem ówczesnemu kierownictwu zakładów, żeby podjąć wyzwanie i zaprojektować własną przyczepę dedykowaną do nowoczesnych w tamtym okresie szybowców, takich jak SZD- 55 Promyk, SZD-48-3 Jantar Standard, SZD 42-2 Jantar 2B, SZD-50 Puchacz, a także innych szybowców, które były eksploatowane w Polsce i na całym świecie. Niestety nie skorzystano z pomysłu ze względu na niezbyt udane próby konstrukcji przyczep w zakładzie we wcześniejszych okresach.

1. Początek prac

W 1995 r. Bolesław Kawik, jeden z ówczesnych reprezentantów Zakładu PDPS Bielsko na rynku niemieckim, zaproponował mi, abym skonstruował i wykonał dla jednego z klientów w Niemczech przyczepę do transportu szybowca SZD-55 Promyk. Dostarczył mi zespoły jezdne z AL-KO i powierzył inne materiały do produkcji przyczepy. Otrzymałem zgodę, aby na terenie zakładu wykonać tę przyczepę. Po około dwóch miesiącach przyczepa została wyprodukowana i zarejestrowana. Mieściła i transpor-

towała wewnątrz szybowiec SZD-55 Promyk. Niestety miała bardzo poważną wadę. Ponieważ cała konstrukcja, łącznie z podnoszoną pokrywą, została wykonana ze stali, była bardzo ciężka – ważyła około 1000 kg. Ponadto zabrakło jakiegokolwiek oprzyrządowania. Jednak był to dobry początek i szansa na przyszłość. Nie znam aktualnych losów tej przyczepy, przypuszczam, że służyła właścicielowi przez kilkanaście lat.

W 1996 r. z inicjatywy Bolesława Kawika, Leszka Matuszka i przedstawicieli ówczesnego Zarządu Komisarycznego Zakładów szybowcowych w Bielsku, założona została spółka PZL Bielsko 1 Sp. z o.o., której głównym celem była produkcja przyczep do transportu szybowców. Siedziba spółki była zlokalizowana na terenie zakładów szybowcowych i tam dzierżawiła pomieszczenia produkcyjne i biurowe. Rozpoczęto budowę przyczep do transportu szybowców, które były indywidualnie rejestrowane jako pojazdy typu SAM i nosiły handlową nazwę Aerotrail Kama. Były też indywidualnie rejestrowane jako pojedyncze egzemplarze poza granicami kraju.

W listopadzie 1996 r. zbudowano kolejną przyczepę typu Aerotrail Kama, która została przedstawiona do badań homologacyjnych przez Instytut Transportu Samochodowego i w styczniu 1997 r. firma PZL Bielsko 1 Sp. z o. o. otrzymała świadectwo homologacji pojazdu Nr 1468 z dnia 08.01.1997 r., ważne przy rejestracji na terenie Polski (rys. 1).

W 1997 r., na skutek zmiany lokalizacji spółki i przeniesienia jej do Górek Wielkich, nastąpiły zmiany udziałowców i z firmy PZL Bielsko 1 Sp. z o.o. wycofały się Zakłady Szybowcowe PDPS PZL Bielsko. Pozostało dwóch udziałowców – Bolesław Kawik i Leszek Matuszek. Do końca 1997 r. firma PZL Bielsko 1 Sp. z o.o. wyprodukowała około 120 przyczep dla wielu różnych typów szybowców. Dużą część stanowiły przyczepy do szybowców PW-5 produkowanych wówczas przez WSK PZL Świdnik, eksportowane do wielu krajów na całym świecie.

W 1997 r. Bolesław Kawik i Leszek Matuszek podjęli decyzję, że firma PZL Bielsko 1 Sp. z o.o. zajmie się w najbliższej przyszłości produkcją szybowców, a do produkcji przyczep została założona nowa firma Avionic Sp. cywilna B. Kawik L. Matuszek, która po kilku latach została



Rys. 2. Prezentacja przyczep firmy Avionic na targach w Friedrichshafen w Niemczech



Rys. 3. Przyczepa AVG produkcji Avionic do przewozu szybowca

przekształcona w firmę Avionic Sp.J. B. Kawik L. Matuzek, z siedzibą w Górkach Wielkich.

Krok po kroku zdobywaliśmy coraz większe doświadczenie oraz powiększaliśmy nasz park narzędziowy i oprządkowanie dla produkcji przyczep. W firmach produkujących i handlujących profilami aluminiowymi zamówiliśmy narzędzia i unikatowe specjalne profile dla uzbrojenia pokrywy aluminiowej oraz szyn prowadzących osprzęt wewnątrz przyczepy. Aby zaprezentować nasze przyczepy pilotom z całego świata, od 2000 r. regularnie wystawiamy nasze wyroby na targach General Aviation we Friedrichshafen w Niemczech. Firma Avionic posiada w wielu krajach na wszystkich kontynentach swoich przedstawicieli handlowych, którzy m.in. biorą udział w lokalnych targach, a także w zawodach szybowcowych, podczas których prezentują przyczepy naszej produkcji (rys. 2).

2. Charakterystyka techniczna przyczepy szybowcowej

Każda przyczepa, bez względu na to, czy została wykonana jako pojedynczy egzemplarz o dopuszczeniu indywidualnym, czy też jest wykonywana jako kolejny egzemplarz ze świadectwem homologacji, musi być wykonana zgodnie z przepisami o dopuszczeniu do ruchu drogowego, a także musi być bezpieczna w użytkowaniu przez pilota (rys. 3). Ponadto przyczepa szybowcowa ma za zadanie



Rys. 5. Pokrywa podnoszona, uniesiona i opuszczona do pozycji transportowej



Rys. 4. Pokrywa stała przyczepy

transportować szybowiec lub inny sprzęt latający w bezpieczny sposób. Aby spełnić powyższe warunki, przyczepa do transportu szybowców składa się z następujących podzespołów zasadniczych:

- skrzynia podwozia o odpowiednich gabarytach, aby pomieścić szybowiec, w przypadku przyczep Avionic skrzynia podwozia wykonana jest z profili aluminiowych, które są spajane metodą spawania w osłonie gazów szlachetnych (TIG, Tungsten Inert Gas) oraz metodą nitowania, następnie lakierowane,
- pokrywa stała lub podnoszona za pomocą sprężyn gazowych (tzw. *clamshell*),
- układ jezdny z systemem hamulcowym bezwładnościowym, w przypadku przyczep Avionic jest to zespół produkcji niemieckich firm AL-KO lub KNOTT,
- podłoga, która w standardowej opcji jest wykonana ze sklejki wodoodpornej oklejanej filmem fenolowym lub jako opcja z płyt kompozytowych typu Sandwich, elementy jezdne, czyli koła oraz opony o wymiarach dostosowanych do obciążenia przyczepy,
- oświetlenie według przepisów i norm EU, przy czym bardzo ważne jest odpowiednie rozmieszczenie poszczególnych świateł i urządzeń odblaskowych, a także ich homologacje cząstkowe,
- elementy wyposażenia wewnętrznego przyczepy umożliwiające załadunek i mocowania wszystkich zespołów szybowca.



Rys. 6. Elementy układu hamulcowego: hamulec bezwładnościowy i hamulec ręczny postojowy

Pokrywa stała wykonana jest z aluminium jako konstrukcja półskorupowa, składająca się z wewnętrznych profili aluminiowych nadających kształt zewnętrzny o „łukowatych” kształtach, aby zwiększyć sztywność pokrycia zewnętrznego wykonanego z blachy aluminiowej przynitowanej do profili (rys. 4). Całość jest przynitowana do skrzyni podwozia, stanowiąc wspólnie nadwozie typu „furgon”. Pokrywa podnoszona (rys. 5) jest wykonywana w dwóch wariantach: jako półskorupowa, składająca się z profili aluminiowych i pokryta blachą aluminiową zamocowaną metodą nitowania, lub jako skorupowa, wykonana z kompozytu poliestrowego szklanego z maty szklanej, wzmacnianej miejscowo tkaniną szklaną. Wykonywana jest w foremniku. Zewnętrzna warstwa jest pokryta białym żelkotem poliestrowym, a wewnętrzna – dodatkowo warstwą czarnego top coat. Obie warstwy stanowią walory estetyczne oraz zabezpieczające przeciw promieniowaniu UV.



Rys. 7. Wnętrze przyczepy z elementami wyposażenia umożliwiającymi prawidłowe ułożenie i bezpieczny transport szybowca

Zespoły jezdne z osiami hamowanymi, resorowane są za pomocą zespołu wałków gumowych sprężystych typu Neidharta, o różnych twardościach, ze względu na nośność osi. Dobór nośności osi zależy od dopuszczalnej masy całkowitej (DMC) przyczepy, na którą składa się masa własna oraz masa ładunku (szybowiec). Masa ładunku nie powinna być większa niż 20% DMC, aby zapewnić komfort przewożonego ładunku. W szczególnych przypadkach dla ładunków bardzo czułych na drgania stosowano zawieszenie pneumatyczne własnej konstrukcji o regulowanej twardości zawieszenia.

Hamulcami steruje się za pomocą urządzeń bezwładnościowych, które przy hamowaniu samochodu w sposób automatyczny uruchamiają mechanizmy wykonawcze – hamulce przyczepy. Parametry układu hamulcowego są dobierane do typu osi, aby zapewnić prawidłową współpracę i spełnić wymagania regulaminu ECE13. Układ hamulcowy posiada również hamulec ręczny zapewniający unieruchomienie przyczepy na postoju (rys. 6). Dodatkowo przyczepy wyposażone są w kliny, które można podkładać pod koła na wzniesieniach.

Koła jezdne stosowane w przyczepach muszą być zgodne z wpisem do homologacji, a przede wszystkim muszą charakteryzować się nośnością nie mniejszą niż

DMC przyczepy, co jest gwarantowane odpowiednią wartością indeksów nośności i prędkości opony. Najczęściej stosowane zestawy kół to 155R13C/4,5Jx13H2ET30 lub 185R14C/5,5Jx14H2ET30 z bieżnikiem letnim (chyba że klient oczekuje opon zimowych).

Każda przyczepa posiada wyposażenie do mocowania wszystkich głównych zespołów szybowca, ułatwiające także załadunek (rys. 7). Należą do nich podpory dla głównych elementów szybowca, kadłuba (rys. 8 i 9) oraz skrzydeł (rys. 10 i 11). Podpory są profilowane i skonstruowane tak, aby ciężar przewożonych elementów szybowca rozkładał się na dużą powierzchnię styku. Dodatkowo podpory posiadają wyściółkę z miękkiego materiału, aby nie dopuścić do uszkodzenia zewnętrznej powierzchni elementów szybowca. Dodatkowe wyposażenie do montażu szybowca jest realizowane na indywidualne zamówienie klienta, w zależności od typu szybowca.



Rys. 8. Profilowana podpora skrzydła z miękką wyściółką w przyczepie



Rys. 9. Profilowana podpora kadłuba szybowca szybowca

W przypadku eksportu przyczep zagranicę producent musi uwzględnić dodatkowe inne wymogi i przepisy państw docelowych, np. o rozmieszczeniu oświetlenia, schemat działania dodatkowego wyposażenia, czy też homologację elementów oświetlenia.

Przykładowo we Francji i Holandii należy stosować systemy antykolizyjne, chroniące rowerzystów. W USA i w Kanadzie obowiązuje całkowicie inny schemat elek-



Rys. 10. Podpora jak na rys. 5, po wysunięciu z przyczepy na prowadnicy umożliwia montaż szybowca



Rys. 11. Zewnętrzna podpora skrzydła na wózku dwukołowym

tryczny połączeń, lampy z homologacją USA, a także zaczep z kulą o średnicy 2 cale, w Australii obowiązuje jeszcze inny schemat elektryczny. Należy uwzględnić, czy przyczepa będzie używana w ruchu prawostronnym czy lewostronnym, jak np. w Wielkiej Brytanii, Australii czy Japonii (rys. 12).

3. Spełnienie wymogów niezbędnych do prowadzenia produkcji i sprzedaży przyczep szybowcowych

Do każdej przyczepy dołączany jest dokument COC (Certificate of Conformity), który jest niezbędny do rejestracji przyczepy na terenie UE (rys. 13). Aby ten dokument można było dołączyć do wyprodukowanej przyczepy, firma Avionic musiała uzyskać europejskie świadectwo homologacji typu. W 2008 r. firma Avionic Sp. jawna B. Kawik L. Matuszek wystąpiła do Przemysłowego Instytutu Motoryzacji o zmianę danych producenta. Po dokonaniu zmian firma jest zarejestrowana w Międzynarodowym Stowarzyszeniu SAE, które prowadzi sekretariat kodu WMI. Obecnie firma Avionic posiada kod identyfikujący producenta WMI SY9, VIS : AV1.

Następnym krokiem było wystąpienie do Instytutu Transportu Samochodowego, Zakładu Homologacji i Badań Pojazdów w Warszawie o wykonanie badań homologacyjnych w celu uzyskania homologacji europejskiej

zgodnie z dyrektywą 2007/46/WE. W tym celu opracowano niezbędną dokumentację, wniosek techniczny oraz dostarczono przyczepę do badań.

Aby przyczepy mogły uzyskać świadectwo homologacji, musiały zostać spełnione dwa warunki. Pierwszy obejmował audyt producenta przyczep, który musi zatrudniać pracowników o odpowiednich kwalifikacjach potwierdzonych świadectwem kwalifikacji, np. spawacza, ślusarza, monterów itd. Pracownicy musieli przejść przeszkolenia przez producentów zespołów jezdnych, producentów narzędzi specjalnych z atestami (np. u producenta wag, urządzeń pomiarowych, kluczy dynamometrycznych, ciśnieniomierzy do kół jezdnych itd.). Konieczne było uzyskanie atestów odnośnie do materiałów używanych do produkcji elementów przyczepy. Ponadto wymagane było przedłożenie ocen dostawców materiałów i części do produkcji przyczepy. Co 18 miesięcy producent przyczep przechodzi audyt zewnętrzny wykonywany przez ITS w zakresie spełnienia wymogów stawianych producentom pojazdów.

Drugi warunek polegał na wykonaniu przez Zakład Badań i Homologacji pojazdów ITS w Warszawie badania



Rys. 12. Przyczepa AVG produkcji Avionic, wykonana dla odbiorcy zagranicznego z uwzględnieniem specjalnych wymogów technicznych

sprawdzającego, czy przyczepa spełnia wymogi związane z dopuszczeniem jej do ruchu drogowego. Poniżej wymieniono kilka wybranych wymogów:

- wymiary zewnętrzne,
- rozmieszczenie oświetlenia oraz homologacje cząstkowe urządzeń świetlnych,
- budowa ramy podwozia i zastosowane elementy jezdne oraz sposób ich podłączenia i zamocowania, umieszczenie numeru VIN pojazdu oraz tabliczki informacyjnej o odpowiednim wzorze,
- rozmieszczenie oraz oświetlenie tablicy rejestracyjnej,
- tylne zabezpieczenie przeciw wjazdowi pod przyczepę innych pojazdów,
- osłony: błotniki i chlapacze przeciwozobryzgowo kół oraz ich sztywność,
- badanie działania i skuteczności układu hamulcowego,
- własności jezdne podczas jazdy na łukach drogi, rondach z pojazdem holującym.

AVIONIC Sp. J.
B. Kawik - K. Kawik
43-436 Górki Wielkie
ul. Stary Dwór 9
POLAND
www.avionic.pl

**POJAZDY KOMPLETNE / COMPLETE VEHICLES
ŚWIADECTWO ZGODNOŚCI / CERTIFICATE OF CONFORMITY**

CZĘŚĆ I / PART I

Niniejszy podpisany: Leszek Matuszek niniejszym zaświadcza, że pojazd:
The undersigned Leszek Matuszek certifies that the vehicle:

0.1. Marka (nazwa handlowa producenta): Make (Trade name of manufacturer):	AVIONIC
0.2. Typ / Typ: Wariant / Wariant (*) Wersja / Wersja (**)	AVG A UAA
0.2.1. Nazwa handlowa: Commercial name(s):	AVGUA4
0.4. Kategoria pojazdu: Klasa pojazdu	O1
0.5. Nazwa przedsiębiorstwa i adres producenta: Company name and address of manufacturer:	Avionic Sp. J. B.Kawik-K.Kawik ul.Stary Dwór 9 43-436 Górki Wielkie, Polska
0.6. Umiejscowienie i sposób zamocowania tabliczek znamionowych: Location and method of attachment of the statutory plates:	Na ramie z przodu po prawej stronie Front on right side wall/frame
Umiejscowienie numeru identyfikacyjnego pojazdu: Location of the vehicle identification number:	Na ramie z przodu po prawej stronie Front on right side wall/frame
0.9. Nazwa i adres przedstawiciela producenta (jeżeli istnieje): Name and address of the manufacturer's representative (if any):	Avionic Sp. J. B.Kawik-K.Kawik ul.Stary Dwór 9 43-436 Górki Wielkie, Polska
0.10. Numer identyfikacyjny pojazdu: Vehicle identification number:	SYBAVUA409PAV1277
0.11. Data produkcji pojazdu: Date of manufacture of the vehicle:	18 Maj 2023 May 18, 2023

odpowiada pod każdym względem typowi opisanemu w homologacji e32*2007/46*0091*04 wydanej dnia 17.02.2023, i może być zarejestrowany na stałe w państwach członkowskich o ruchu prawostronnym/lewostronnym (***) stosujących jednolite metryczne / brytyjskie (****) w odpowiednich przypadkach (****) conforme in all respects to the type described in approval e32*2007/46*0091*04 granted on 17.02.2023, and can be permanently registered in Member States having right/left (****) hand traffic, and using metric/imperial (****) units for the speedometer and metric/imperial (****) units for the volume (if applicable) (****).

(Miejscowość): Górki Wielkie (Place):
(Data): 18.05.2023 (Date):
(Podpis): (Signature):
(Stanowisko): Konstruktor / Kontroler (Position): Konstruktor, controller

Rys. 13. Certyfikat homologacji z 2023 r.

CEĻU SATIKSMES DROŠĪBAS DIREKCIJA
TRANSPORTLĪDZĒKLĀ ES TIPIA APSTIPRĪNĀJUMA SERTIFIKĀTS
EU VEHICLE TYPE-APPROVAL CERTIFICATE

Paziņojums par to, ka tiek pieņemts/papildināts/atcelts/izņemts (*):
Confirmation concerning approval/extension/withdrawal (*) of:
- transportlīdzekļa kopējais ES tipa apstiprinājuma ieraksts ar Regulu (ES) 2018/858
EU whole vehicle type approval in accordance with Regulation (EU) 2018/858

attiecinā uz:
of a type of:
- pabeigta transportlīdzekļa (*)
complete vehicle (*)
- vairāku pusēnu pabeigta transportlīdzekļa (*)
multipiece complete vehicle (*)
- nepabeigta transportlīdzekļa (*)
multipiece vehicle (*)
- transportlīdzekļa ar pielāgotiem variantiem (*)
vehicle with optional and alternative variants (*)
- transportlīdzekļa ar vairākiem pusēnu pielāgotiem un nepabeigtiem variantiem (*)
vehicle with complete and alternative variants (*)

ES tipa apstiprinājuma sertifikāta numurs: e32*2007/46*0091*04
Number of EU type approval certificate

Papildinājuma/atcelšana/izņemšana ieraksts (*) Atjaunoti dati Informācijas dokumenta I un III daļā
Modification of Part I and III of the Information Document

I DAĻA / SECTION I

0.1. Marka (ražotāja tirdzniecības nosaukums): Make (Trade name of manufacturer):	AVIONIC
0.2. Tips: Type	AVG
0.2.1. Tirdzniecības nosaukums(-i) (*): Commercial name(s) (*)	Skatīt informācijas dokumenta II sadaļu See part II of information document
0.3. Tipa identifikācijas līdzekļi, ja marķēti uz transportlīdzekļa: Means of identification of type, if marked on the vehicle:	VIN 4 - 5, simbols (AV) 4* - 09 VIN character (AV)
0.3.1. Marķējuma atrašanās vieta: Location of the marking:	Labajā sānā, priekšā uz virsblīves Front, on right side wall
0.4. Transportlīdzekļa kategorija (*): Category of vehicle (*)	O1
0.5. Nepabeigta/pabeigta/vairāku pusēnu pabeigta transportlīdzekļa ražotāja uzņēmuma nosaukums un adrese (*): Company name and address of manufacturer of the incomplete/completed vehicle (*)	Avionic Sp. J. B.Kawik-K.Kawik ul.Stary Dwór 9; 43-436 Górki Wielkie, Poland
0.5.1. Vairāku pusēnu apstiprinātais transportlīdzekļim - būvēs/iegriežtāj(-u) nosaukums un adrese: For multiple-stage approved vehicles, company name and address of the manufacturer of the base/turning machine	Nav attiecināms Not applicable
0.8. Montāžas ripiņš(-u) nosaukums(-u) un adrese(-as): Name(s) and address(es) of assembly plant(s)	Avionic Sp. J. B.Kawik-K.Kawik ul.Stary Dwór 9; 43-436 Górki Wielkie, Poland
0.9. Ražotāja pārstāvja (ja tāds ir) nosaukums un adrese: Name and address of the manufacturer's representative (if any)	Nav attiecināms Not applicable

Lapa 1 no 4
Page 1 of 4

Vārdu sakrājuma numurs: 402033497341, 5. Izdevums: 04.04.2019. Nr. 61725/101. EP
Wording reference number: 402033497341, 5. Edition: 04.04.2019. No. 61725/101. EP

Rys. 14. Certyfikat homologacji z 2018 r.

Po pomyślnym przeprowadzeniu badań i certyfikacji Firma Avionic Sp. J. B. Kawik L. Matuszek, dn. 30.08.2013 r. otrzymała numer homologacji typu e 32*2007/46*0091*01 (rys. 14).

W latach 2013–2023, na skutek zmian w niektórych przepisach w Dyrektywie WE lub zmian konstrukcyjnych, już czterokrotnie następowało rozszerzenie warunków homologacji:

- 04.09.2015 e32*2007/46*0091*02,
- 31.03.2022 e32*2007/46*0091*03,
- 17.02.2023 e32*2007/46*0091*04.

Za każdym razem było konieczne wykonanie stosownej dokumentacji i współpracy z ITS w Warszawie.

4. Przyczepy do transportu szybowców firmy Avionic

Obecnie produkowane są następujące wersje przyczep do transportu szybowców:

- AVG15, AVG15/18, dedykowane do szybowców o rozpiętości 15 m oraz szybowców o rozpiętości 18 m, których skrzydła dzielą się na cztery części (rys. 15 i 16),
- AVG DUO, dedykowane dla szybowców dwuosobowych (rys. 17),
- AVG Open, dedykowane indywidualnie dla szybowców o rozpiętości powyżej 15 m ze skrzydłami podzielonymi (rys. 18),
- Taurus PW-6, dla szybowców i motoszybowców dwuosobowych o niestandardowych rozpiętościach dedykowane dla tych typów (rys. 19),
- specjalne, na indywidualne zamówienie dla nietypowych szybowców, motoszybowców oraz samolotów z kategorii ultralight (rys. 20).



Rys. 15. Przyczepa AVG 15 do przewozu szybowców klasy 15 m



Rys. 17. Przyczepa AVG DUO do przewozu szybowców dwumiejscowych



Rys. 18. Przyczepa AVG Open do przewozu szybowców ze skrzydłami niedzielonymi



Rys. 21. Kompletowanie szybowców do transportu kołowego i morskiego



Rys. 19. Przyczepa Taurus do przewozu szybowców i motoszybowców dwumiejscowych



Rys. 20. Przyczepa specjalna do przewozu samolotów ultralekkich

5. Podsumowanie

W trakcie ponad 25 lat produkcji i rozwoju przyczepy firmy Avionic są stale modyfikowane. Realizowana jest większość uwag i życzeń specjalnych nabywców i użytkowników przyczep, szczególnie w zakresie wykonania i wyposażenia. Do tej pory wyprodukowano ponad 1200 przyczep dla kilkudziesięciu różnych typów szybowców i innych statków powietrznych, a także przeznaczenia nietypowego.

W firmie Avionic wykonano wiele modeli przyczep AVG, w tym również takie, które były przeznaczone do transportu obiektów innych niż szybowce, przy czym spełniały nasze wymagania homologacyjne. Niekiedy są to dość nietypowe obiekty, przykładem może być przyczepa do transportu samochodu wyścigowego typu „Dragster” z napędem na silnik odrzutowy od samolotu wojskowego. Rozwiązania techniczne typowych przyczep AVG do transportu szybowców są analogiczne do przyczep producentów zagranicznych, głównie ze względu na optymalizację mocowań oraz załadunku szybowca. Niemniej jednak w przyczepach AVG firma Avionic stosuje wiele istotnych szczegółowych rozwiązań autorskich, które opracowano w ciągu ponad ćwierćwiecza produkcji i rozwoju. Produkcja przyczep AVG jest zoptymalizowana, aby wykorzystywać jak najwięcej materiałów i komponentów produkcji polskiej. Według ocen klientów, a także opiniodawców branżowych istotną zaletą przyczep typu AVG jest bardzo dobra relacja jakości do ceny.

Od wielu lat firma Avionic Sp.J. B. Kawik L. Matuszek udziela wsparcia oraz pomocy polskiej Kadry Narodowej przy pakowaniu i wysyłce szybowców zagranicę, głównie do krajów na kontynentach poza Europą (rys. 21, 22 i 23). Bardzo cenimy sobie tę współpracę, gdyż dostarcza nam ona wielkiej satysfakcji i jest dla nas okazją do zdobywania nowych doświadczeń, które przekuwamy na innowacyjne rozwiązania konstrukcyjne w nowych przyczepach. Otrzymaliśmy także wiele pozytywnych opinii od pilotów, którzy już od wielu lat użytkują nasze produkty, uwzględniamy ich uwagi i spostrzeżenia eksploatacyjne. O dobrej jakości, a także długowieczności naszych przyczep niech świadczą prośby o przestanie części serwisowych i zamiennych dla przyczep eksploatowanych w kraju i za granicą od ponad 20 lat.

PODZIĘKOWANIE

ZA UDZIELENIE PROFESJONALNEGO WSPARCIA I POMOCY
TECHNICZNEJ

SZYBOWCOWEJ KADRZE NARODOWEJ

w 2022 roku

Dla Prezesa firmy AVIONIC Sp. Jawna, Pana

Bolesława Kawika

Warszawa, dn. 14 stycznia 2023 roku



Prezes Zarządu Aeroklubu Polskiego



SZYBOWCOWA
KADRA NARODOWA



Przewodniczący Komisji Szybowcowej

AEROKLUB  POLSKI

Rys. 22. Podziękowania dla firmy Avionic od władz Aeroklubu Polskiego, w związku z udzieleniem wsparcia logistycznego Szybowcowej Kadry Narodowej w roku 2022

PODZIĘKOWANIE

ZA UDZIELENIE PROFESJONALNEGO WSPARCIA I POMOCY
TECHNICZNEJ

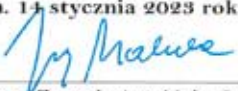
SZYBOWCOWEJ KADRZE NARODOWEJ

w 2022 roku

Dla Prezesa firmy AVIONIC Sp. Jawna, Pana

Leszka Matuszka

Warszawa, dn. 14 stycznia 2023 roku



Prezes Zarządu Aeroklubu Polskiego



SZYBOWCOWA
KADRA NARODOWA



Przewodniczący Komisji Szybowcowej

AEROKLUB  POLSKI



Metody obliczeniowe w projekcie smooth KB-2 Jerzyk

BOGUSŁAW KUŚNIERZ

Streszczenie

W artykule opisano zarys metod obliczeniowych i projektowych, jakie były zastosowane przy projektowaniu samolotu KB-2 Jerzyk. Ponieważ KB-2 Jerzyk to ultralekki samolot amatorski, pewne obliczenia i narzędzia obliczeniowe są uproszczone w stosunku do stosowanych w wytwórniach lotniczych. Ze względu na doświadczenie zawodowe Autora w zakresie projektowania struktur statków powietrznych, a także uwzględniając dostęp do fachowych programów komputerowych wspomagających obliczenia i projektowanie, niedostępnych dla amatorów, przedstawiono wybrane fragmenty procesu projektowania i obliczeń z użyciem nowoczesnych narzędzi takich jak CATIA® i NASTRAN®.

Spis ważniejszych oznaczeń:

C_z – współczynnik siły nośnej

C_x – współczynnik siły oporu

$C_z \text{ MAX}$ – maksymalny współczynnik siły nośnej

C_n – współczynnik aerodynamiczny normalny do cięciwy profilu

C_t – współczynnik aerodynamiczny styczny do cięciwy profilu

α – kąt natarcia skrzydła

MTOW (ang. *Maximum Take-Off Weight*) – maksymalna masa startowa

UL – ultralekkie urządzenie latające spełniające odpowiednie przepisy UL (np. MTOW–450 kg, prędkość przeciągnięcia 65 km/h)

LSA (ang. *Light Sport Airplane*) – statek powietrzny spełniający odpowiednie przepisy LSA (np. MTOW–600 kg, prędkość przeciągnięcia 82 km/h)

CATIA® – zawansowany system do wspomagania projektowania firmy Dassault

NASTRAN® – program do obliczeń metodą elementów skończonych (MES)

NR – moc rozporządzalna przez śmigło (moc silnika, sprawność śmigła)

NN – moc niezbędna do lotu

N_z – współczynnik przeciążenia w osi Z

1. Założenia projektowe

Przyjęto następujące założenia projektowe:

- samolot ultralekki do lotów rekreacyjnych i turystycznych,
- konstrukcja metalowa, półskorupowa,
- układ klasyczny z kołem przednim,
- układ dolnopłata,
- łagodna charakterystyka przeciągnięcia,
- 2 miejsca obok siebie,
- dobra widoczność.

Osiągi:

- prędkość przelotowa ok. 160 km/h,
- prędkość wznoszenia 4–5 m/s,
- rozbieg, dobieg rzędu 100 m,
- długotrwałość lotu min. 3 godz.

2. Obliczenia aerodynamiczne, stateczności i osiągow

Obliczenia aerodynamiczne polegały na wyznaczeniu biegunowej samolotu, tzn. zależności współczynnika siły nośnej Cz od współczynnika siły oporu Cx oraz zależności Cz od kąta natarcia skrzydła α . Charakterystyki te są niezbędne do dalszych obliczeń – osiągow i stateczności. Obliczenia były prowadzone przy wykorzystaniu arkusza kalkulacyjnego Microsoft EXCEL. Ponieważ w ramach pracy dyplomowej kończącej studia wykonałem projekt wstępny samolotu sportowego do zawodów rajdowo-nawigacyjnych, wykorzystałem część doświadczeń i metodyki obliczeń z tej pracy. Punktem wyjścia były dane geometryczne samolotu, które zgromadziłem w jednym arkuszu EXCEL-a. Dane wejściowe są zaznaczone kolorem niebieskim i są przywoływane z tego miejsca we wszystkich obliczeniach. Zmiana wartości parametru, np. powierzchni skrzydła, powoduje przeliczenie wg nowych danych w całym arkuszu.

Określając wyjściowe dane geometryczne i masowe, posiłkowałem się tzw. statystyką, czyli zebrałem dane geometryczne i masowe podobnych, już istniejących samolotów i na tej podstawie określiłem dane mojej konstrukcji. Jest to podstawowa czynność i od niej zaczyna się projektowanie samolotu. W tabeli 1 zawarto dane skrzydła samolotu. Wyniki końcowe obliczeń, czyli biegunową samolotu, przedstawiono w tabeli 2 oraz na rysunku 1.

Następnym krokiem były obliczenia osiągow w locie. Osiągi liczono metodą mocy niezbędnej NN i rozporządzalnej NR. Moce rozporządzalne NR określono przy użyciu programu Śmigło, zakładając moc dobranego wstępnie silnika napędowego Simonini Victor 2, wynoszącą 74,6 kW. Program ŚMIGŁO opracował na moją prośbę

Dana	Oznac.	Jednostka	Wartość	Wartość wzgl.
Rozpiętość	b	m	8,90	
Ciężka geom.	lg	m	1,35	
Ciężka aerodyn.	la	m	1,35	
Zbieżność skrz.	t		1	
Powierzchnia skrz.	S	m ²	12,02	
Wydłużenie geom.	l		6,59	
Skos	x	st.	0	
Rozpiętość objęta kadłubem	b _k	m	1,1	
Powierzchnia skrz objęta kadłut	S _k	m ²	1,49	
Ciężka kłap i lotek	cd=cd	m	0,337	0,250
Odł. wewn kłap	b _{wk}	m	1,2	0,135
Odł. zewn kłap	b _{zk}	m	5,34	0,600
Odł. wewn lotek	b _{wl}	m	5,34	0,600
Odł. zewn lotek	b _{zl}	m	8,55	0,951
Długość lotki	bl	m	1,61	
Długość wzgl. lotki	bl		0,36	
Pow skrzydła w obszarze lotki	S _l	m ²	2,17	
Względna pow. lotek	S _l		0,36	
Długość kłapy	b _{kl}	m	2,07	
Pow skrzydła w obszarze kłapy	S _{kl}	m ²	5,59	
Względna pow kłap	S _{kl}		0,47	
Kąt zaklinowania skrzydła	α_{25}	°	3	
Kąt wzniosu	v	°	6	
Profil skrzydła				
NACA 2415				
Skręcenie geometryczne	δ	°	2	
Wychylenie kłap do startu	dkl	°	15	1,019
Wychylenie kłap do lądowania	dkl	°	40	1,05
Wychylenie lotek do góry	dl	°	25	
Wychylenie lotek do dołu	dl	°	20	

Tabela 1. Dane wejściowe do obliczeń aerodynamicznych skrzydła samolotu

Janusz Swół, mój przyjaciel z okresu studiów i brat mojej żony, niestety, już nieżyjący.

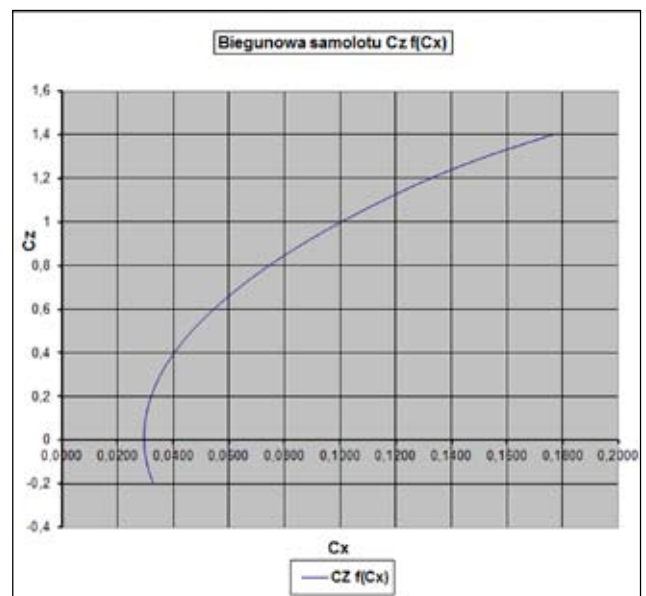
Program pozwala, po zadaniu geometrii śmigła i charakterystyki mocy silnika, obliczenie m. in. ciągu, sprawności śmigła w funkcji prędkości. Obliczenia wykonano dla maksymalnej masy startowej, która wynosi 500 kg. Wyniki obliczeń osiągow przedstawiono w tabelach 3 i 4. Zawarto w nich prędkości lotu poziomego, prędkości wznoszenia, prędkości przeciągnięcia bez kłap, z kłapami oraz z kłapami i kłapoltkami obliczono przyjmując wartość Cz MAX jak w obliczeniach aerodynamicznych.

α	Cn	Ct
-4,43	-0,20053	-0,00086
-3,06	-0,10051	0,00683
-1,70	-0,00034	0,01134
-0,34	0,09993	0,01247
0,76	0,18026	0,01096
1,03	0,20022	0,01023
2,39	0,30046	0,00471
3,76	0,40059	-0,00409
5,12	0,50055	-0,01627
6,49	0,60027	-0,03163
7,85	0,69966	-0,05046
9,22	0,79869	-0,07258
10,58	0,89727	-0,09797
11,95	0,99536	-0,12653
13,31	1,0929	-0,15836
14,90	1,18905	-0,19806
16,80	1,28333	-0,24718
19,33	1,37346	-0,31412

Tabela 2a. Wyniki obliczeń aerodynamicznych

Cz	C _{x0}	ΔC_x	C _{x1}	C _{x0}	C _{x2}	C _x	Cz/Cx	Cz ² /Cx ²
-0,2	0,008	0,0040	0,0026	0,0146	0,01819	0,0328	-6,09489	7,42554
-0,1	0,0075	0,0040	0,0036	0,0122	0,01819	0,0304	-3,29192	1,06366
0	0,0073	0,0040	0,0030	0,0113	0,01819	0,0295	0	0
0,1	0,0072	0,0040	0,0036	0,0119	0,01819	0,0301	3,32476	1,1054
0,1801	0,0072	0,0040	0,0021	0,0133	0,01819	0,0315	5,71275	5,87705
0,2	0,0072	0,0040	0,0026	0,0138	0,01819	0,0320	6,2472	7,80540
0,3	0,0074	0,0040	0,0028	0,0173	0,01819	0,0354	8,46438	21,4937
0,4	0,0078	0,0040	0,0103	0,0222	0,01819	0,0404	9,91025	39,2652
0,5	0,0083	0,0040	0,0161	0,0285	0,01819	0,0467	10,7126	57,382
0,6	0,0091	0,0040	0,0232	0,0364	0,01819	0,0546	10,994	72,5203
0,7	0,0099	0,0040	0,0316	0,0456	0,01819	0,0638	10,9771	84,3481
0,8	0,0109	0,0040	0,0413	0,0563	0,01819	0,0745	10,7449	92,3626
0,9	0,0121	0,0040	0,0523	0,0684	0,01819	0,0866	10,389	97,1384
1	0,0136	0,0040	0,0646	0,0822	0,01819	0,1004	9,96041	99,2697
1,1	0,0153	0,0040	0,0781	0,0975	0,01819	0,1157	9,51094	99,5036
1,2	0,0173	0,0040	0,0930	0,1143	0,01819	0,1325	9,05616	98,4160
1,3	0,0211	0,0040	0,1091	0,1343	0,01819	0,1524	8,52751	94,5339
1,4	0,0277	0,0040	0,1265	0,1583	0,01819	0,1765	7,93288	88,1026

Tabela 2b. Wyniki obliczeń aerodynamicznych



Rys. 1. Obliczeniowa biegunowa samolotu KB-2 Jerzyk

3. Obliczenia masowe i wyważenie samolotu

Jednym z podstawowych problemów przy rozpoczynaniu projektowania samolotu jest określenie maksymalnej masy startowej (ang. Maximum Take-Off Weight, MTOW). Dla tej masy przeprowadza się obliczenia osiągow, obciążenia

H	P_{w/P_0}	C_z	$C_z3/Cx2$	V	N_{h1}	η	N_{h2}	W
m				m/s	kW	(sprawność)	kW	m/s
0	1	0.1801	5.877651	60.82	52.22	0.7	52.22	0.00
		0.2	7.895492	57.72	45.32	0.698	52.07	1.38
		0.3	21.49371	47.13	27.31	0.68	50.73	4.77
		0.4	39.28522	40.81	20.20	0.665	49.61	6.00
		0.5	57.38196	36.50	16.71	0.648	48.34	6.45
		0.6	72.52034	33.32	14.87	0.635	47.37	6.63
		0.7	84.34815	30.85	13.79	0.612	45.66	6.50
		0.8	92.36257	28.85	13.17	0.598	44.61	6.41
		0.9	97.1384	27.21	12.85	0.58	43.27	6.20
		1	99.20973	25.81	12.71	0.57	42.52	6.08
		1.1	99.50375	24.61	12.69	0.558	41.63	5.90
		1.2	98.41694	23.56	12.76	0.542	40.43	5.64
		1.3	94.53385	22.64	13.02	0.53	39.54	5.41
		1.4	88.10287	21.81	13.49	0.525	39.17	5.23

Tabela 3. Podstawowe osiągi samolotu KB-2 Jerzyk

V_{max}^*	60.82 m/s	219.0 km/h	118.2 węzły
V_{L7max}^*	54.55 m/s	196.4 km/h	106.0 węzły
W_{max}^*	6.63 m/s		
V_{Wmax}^*	33.32 m/s	120.0 km/h	64.8 węzły
Prędkości przeciągnięcia			
V_{11}^*	21.85 m/s	78.7 km/h	42.5 węzły
$V_{12}^{KL=}$	17.98 m/s	64.7 km/h	35.0 węzły
$V_{13}^{KL=}$	17.64 m/s	63.5 km/h	34.3 węzły

Tabela 4. Osiągi samolotu KB-2 Jerzyk obliczone dla mocy silnika napędowego 74,6 kW

żenia i obliczenia wytrzymałości, próby statyczne itp. Pomyłka skutkuje powtórzeniem wszystkich obliczeń, przeprojektowaniem samolotu i oczywiście kosztami. W przypadku samolotów ultralekkich lub LSA (ang. *Light Sport Airplane*) mamy sprawę ułatwioną, ponieważ maksymalną masę startową określają przepisy. Mimo to pojawiły się pewne trudności w projektowaniu.

Gdy powstawał samolot KB-2 Jerzyk, większość krajów europejskich przyjmowało dla samolotów ultralekkich MTOW-450 kg. Ale jeżeli samolot był wyposażony w system ratunkowy (BRS, Ballistic Recovery System) MTOW mogło wynosić 472,5 kg, a jeżeli był to wodnosamolot, wówczas MTOW-495 kg. Projekt KB-2 Jerzyk rozpoczęto wg czeskich przepisów UL-2.

W tamtym czasie pojawił się też projekt polskich przepisów, które w pierwszej wersji dopuszczały MTOW-495 kg. Urealnienie przepisów zgodnie z rozwojem lotnictwa lekkiego było bardzo korzystne. Pierwotnie samoloty ultralekkie były prostymi konstrukcjami z rurek, wykrzywione linkami, kryte dakronem i dlatego MTOW-450 kg było wystarczające. Z upływem czasu rosły wymagania wobec samolotów ultralekkich: oczekiwano maszyn latających coraz szybciej, wyżej i dalej, a także coraz wygodniejszych w obsłudze. Pojawiły się zaawansowane wolnośne konstrukcje metalowe lub kompozytowe.

Niestety, w takiej konstrukcji trudno się zmieścić się z masą pustego samolotu poniżej 300 kg, zatem na paliwo i dwóch członków załogi zostaje ok. 150 kg. Większość tego typu samolotów latało w rzeczywistości z masą większą, niż dopuszczają przepisy.

Konstrukcja samolotów wytrzymywała ten niewielki przyrost masy, bo przecież po założeniu systemu ratunkowego czy pływaków nie przybywało im wytrzymałości,

a według przepisów wtedy mogły mieć większą masę startową.

Obliczenia wykonano więc dla MTOW-495 kg. Niestety, w końcowej wersji polskich przepisów MTOW wróciła do pierwotnej wartości 450 kg, ale np. dla wiroplątów mogła wynosić 560 kg. Inne przepisy przyjęto na Słowacji, ustalając MTOW-560 kg dla wszystkich statków latających w kategorii UL. Ostatecznie samolot został zarejestrowany na Słowacji z MTOW-500 kg, ponieważ dla takiej masy maksymalnej wykonano obliczenia i próby statyczne. Obecnie w Polsce i w wielu krajach Europy dla UL przyjęto MTOW-600 kg, podobnie jak w amerykańskiej klasie LSA.

Konstrukcja struktury samolotu KB-2 Jerzyk powstała w środowisku CATIA V5, zaawansowanym systemie do projektowania 3D, w którym po przypisaniu każdemu elementowi odpowiedniego materiału otrzymujemy masę konstrukcji i położenie środka ciężkości. Dzięki temu pominięto fazę szacowania mas poszczególnych zespołów i położenia środka ciężkości przy pomocy empirycznych wzorów, które są raczej dostosowane do większych samolotów, przez co uzyskiwane wyniki mogą być nieprawidłowe.

Przyjęto, że ewentualne korekty położenia środka ciężkości zostaną zrealizowane przesunięciem poziomym położenia silnika. Wyniki z projektu dokładnie pokryły się z rzeczywistością po zbudowaniu samolotu, nie wymagały żadnych korekt położenia środka ciężkości, zaś masa pustego samolotu była dokładnie taka sama jak w projekcie obliczeniowym.

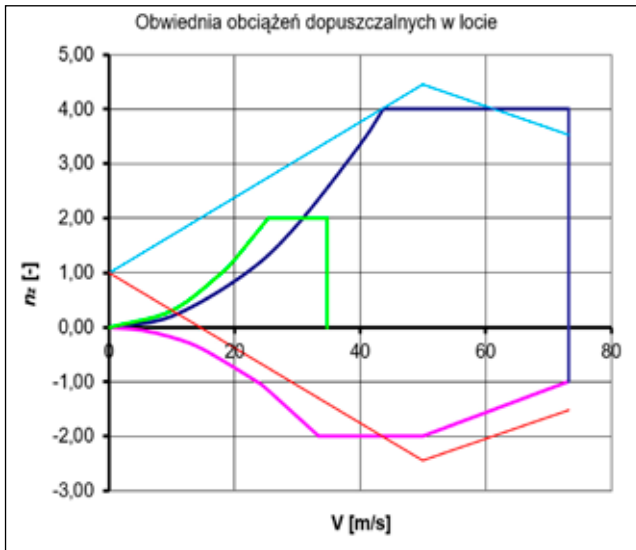
4. Obliczenia obciążeń

Punktem wyjścia do obliczenia obciążeń jest tzw. obwiednia obciążeń, obrazująca zależność współczynnika przeciągnięcia n_z od prędkości. Współczynniki obciążeń ustalają przepisy i tak dla samolotów UL wynoszą $n=+4, -2$. Punkty charakterystyczne obwiedni są oznaczane literami: A, B, C, D E itp. Prędkości im odpowiadające to odpowiednio: V_A, V_B, V_C, V_D itd. Obliczenia obwiedni prowadzono w programie MS EXCEL.

Na obwiednię obciążeń manewrowych nałożono obciążenia w burzliwej atmosferze. Obwiednię obciążeń dopuszczalnych w locie przedstawiono na wykresie (rys. 2). Przykładowe obliczenia sił na usterzeniu poziomym dla różnych punktów obwiedni w tzw. symetrycznym manewrze ustalonym (tabela 5).

Obliczenia obciążeń skrzydła przeprowadzono metodą Schrenka. Tabela 6 zawiera wyniki przykładowych obliczeń skrzydła dla przypadku A: $C_z = 1,4, q=1169,86 \text{ N/m}^2, Q_s=350\text{N}$.

Kolumny w tabeli 6, oznaczone kolejnymi liczbami od 1 do 10, odnoszą się do poszczególnych przekrojów skrzydła, oddalonych od płaszczyzny symetrii samolotu o wartość y_i . Przyjęto je w płaszczyznach żeber. Wartości T_{ni} to siły tnące w poszczególnych przekrojach, M_{ni} to momenty gnące. Wyniki tych obliczeń zostały wykorzystane w kolejnym etapie projektu, mianowicie do obliczeń wytrzymałościowych.



Rys. 2. Obwiednia obciążeń

	A	A _r	C	C _i	D	D _r	E	F	G	F _{0k}
nz	4	1	4	1	4	1	-1	-2	-2	2
V [m/s]	43.69	43.69	50	50	73.27	73.27	73.27	90.00	33.45	34.72
cz	1.40	0.35	1.07	0.27	0.50	0.12	-0.12	-0.53	-1.19	1.10
z	0.1051	0.0263	0.0803	0.0201	0.0374	0.0093	-0.0093	-0.0401	-0.0897	0.0832
nz										
Cm _{pr}	0.1401	0.02717	0.0113	-0.0354	-0.0167	-0.0504	-0.0677	-0.0991	-0.1567	-0.1567
P _{sup} [kG]	77.74	-15.28	8.23	-25.72	-26.01	-78.63	-105.62	-72.00	-58.96	-54.90
α [°]	19.03	4.76	14.54	3.63	6.77	1.69	-1.69	-7.27	-16.24	15.07
δ _{pr} [°]	-7.50	-1.69	-9.02	-1.02	-3.09	0.11	2.48	6.24	11.98	-16.90

Tabela 5. Przykładowe wyniki obliczeń sił i momentów na usterzeniu poziomym w tzw. symetrycznym manewrze ustalonym

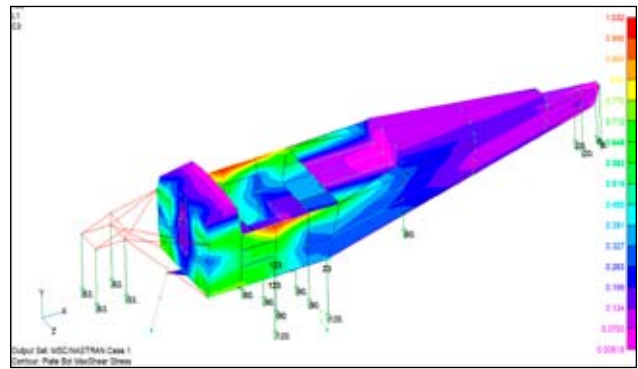
5. Obliczenia wytrzymałościowe

Podstawowe rozkłady naprężenia przeprowadzono metodą elementów skończonych (MES) przy wykorzystaniu programu NASTRAN. Zamodelowano podstawowe zespoły samolotu z użyciem wirtualnych elementów prętowych, powłokowych i belkowych. I tak np. pokrycia, ścianki dźwigarów, żeber, wręg to elementy powłokowe, pasy dźwigarów, żeber, podłużnice to elementy prętowe, natomiast rama silnika, wręgi, podwozie to elementy belkowe. Każdy zespół był modelowany i obliczany osobno.

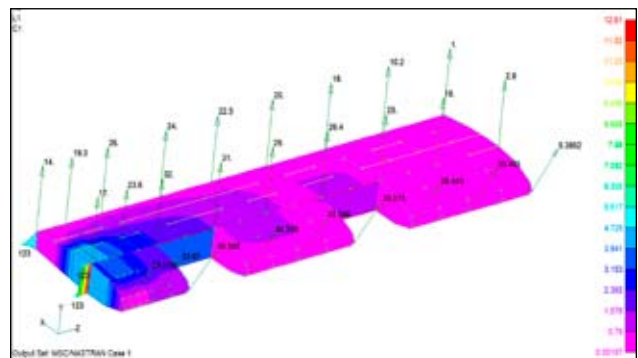
Skrzydło, usterzenie poziome, usterzenie pionowe były utwierdzone w miejscach mocowania do kadłuba i obciążone siłami wynikającymi z obliczeń obciążeń dla wielu przypadków wynikających z obwiedni.

Kadłub był utwierdzony w miejscach mocowania skrzydła (obciążenia w locie) oraz dodatkowo na podwoziu, w którym uwzględniano obciążenia od reakcji podłoża podczas lądowania. Przykładowe wyniki przedstawiono na rysunkach 3 i 4.

Wyniki obliczeń MES dają tylko rozkład i wielkość naprężeń i odkształceń, ale nie oceniają, czy analizowany element wytrzyma. Należało to sprawdzić, co zostało wykonane „ręcznie”. Przykładowo naprężenia krytyczne i dopuszczalne pokryw oceniano na podstawie literatury [1]. Przykładowy wykres do oceny naprężeń krytycznych pokryw pokazano na rysunku 5.



Rys. 3. Naprężenia w pokryciu kadłuba dla przypadku V_A



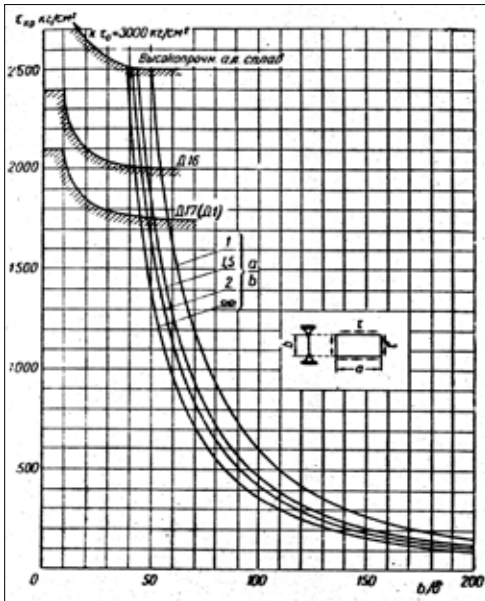
Rys. 4. Naprężenia w pokryciu skrzydła dla przypadku V_A

6. Projektowanie struktury samolotu

Podstawowa struktura samolotu powstała z duralu PA7-ta (odpowiednik amerykański 2024, radziecki D16T). Śruby, sworznie – stal 30HGSA, rama silnika, stopnie, drążki, pedały – stal 4130. Elementy kompozytowe – rowing, płótno szklane + żywica epoksydowa Epidian 57. Jak już wspomniano, struktura samolotu powstała w programie CATIA V5. Dzięki modelowaniu przestrzennemu udało się uniknąć kolizji i niedokładności. Można także było wirtualnie sprawdzić kinematykę układu sterowania czy napędu pod ręką był komputer przenośny z projektem, co okazało się bardziej pomocne niż używanie tradycyjnej dokumentacji drukowanej. Jeśli pojawiały się zmiany wynikłe w trakcie montażu, wprowadzano je na bieżąco. Rysunek 6 przedstawia wirtualną strukturę samolotu w widoku aksonome-

L.p	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	
1	xi [m]	0.61	0.86	1.215	1.715	2.215	2.715	3.215	3.765	4.325	4.43
2	l [m]	1.35	1.35	1.35	1.35	1.35	1.35	1.35	1.35	1.35	1.35
3	xi [°]	0.61	0.25	0.355	0.5	0.5	0.5	0.5	0.55	0.56	0.125
4	ΔS ₀ (Q) ⁽¹⁾	0.8235	0.3375	0.4793	0.675	0.675	0.675	0.675	0.7425	0.756	0.1688
5	C ₀ (kcaler)	1.13061	1.124618	1.112431	1.087442	1.052152	1.004403	0.940159	0.839367	0.64983	0.5
6	C ₀ (S)	1.5772	1.5688	1.5518	1.517	1.4678	1.4011	1.3115	1.1709	0.9065	0.6975
7	C ₀ (kcaler)	-0.8856	0.0823	0.0723	0.0607	0.048	0.0354	0.0228	0.0089	-0.0053	-0.0084
8	C ₀	1.4916	1.6511	1.6251	1.5777	1.5158	1.4366	1.3343	1.1758	0.9513	0.6891
9	ΔS ₀ (S)	963.3829	384.829	560.6572	789.6581	789.6581	789.6581	789.6581	868.6239	884.4171	197.4143
10	ΔP ₀ (S)	1437	651.9	911.2	1245.9	1197	1134.4	1053.6	1024.8	797.1	136
11	Q ₀ (S)	48	19.7	27.9	39.3	39.3	39.3	39.3	43.3	44	9.8
12	ΔP ₀ (S)	191.9	78.7	111.7	157.3	157.3	157.3	157.3	173	176.2	39.3
13	ΔT ₀ (S)	1245.08	573.26	799.47	1088.51	1039.66	977.09	896.34	851.77	620.91	96.71
14	C ₀ (N)	8188.79	6943.71	6370.45	5570.99	4482.48	3442.82	2465.73	1569.39	717.62	96.71
15	ΔS ₀	0.43	0.3	0.43	0.5	0.5	0.5	0.53	0.56	0.34	0.06
16	ΔS ₀ (14/15)	3521.18	2100.47	2723.37	2795.49	2241.24	1721.41	1294.51	871.01	245.78	6.04
17	M ₀ (Nm)	17510.52	13989.34	11888.96	9165.49	6380	4128.76	2417.35	1122.94	251.83	6.04

Tabela 6. Wyniki obliczeń skrzydła



Rys. 5. Nomogram do oceny naprężeń krytycznych pokryć struktury płatowca

trycznym, z częściowo usuniętymi elementami pokrycia skrzydeł i kadłuba.

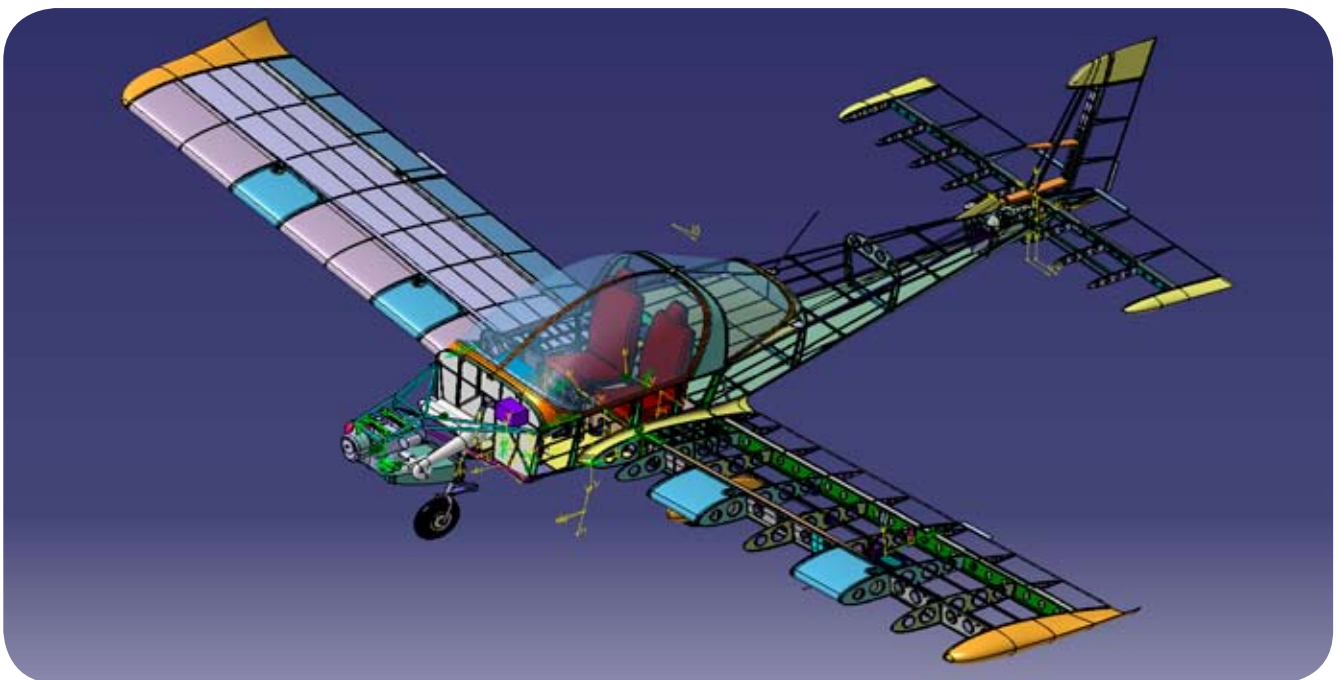
6. Podsumowanie

Projekt i konstrukcja samolotu to bardzo złożone zadanie, w którego skład wchodzi liczne, wzajemnie powiązane zagadnienia. Ponieważ obliczenia zwykle mają charakter sprawdzający, dla zaprojektowanego obiektu na dobór ostatecznego kształtu i wymiarów elementów struktury wpływają warunki początkowe oraz założone parametry. W przypadku wadliwie przyjętych założeń począt-

kowych, obliczenia elementów konstrukcji są modyfikowane w pętli, aż do uzyskania założonego efektu (osiągi, własności pilotażowe, masy itp.). Ostateczną weryfikacją są próby statyczne, a także próby w locie oraz późniejsza eksploatacja. W przypadku samolotu KB-2 Jerzyk udało się dobrać większość parametrów wyjściowych za pierwszym razem.

Bibliografia:

- [1] Astachov A., Sprawocznaja kniga po pazczietu samolietu na procznist, GION Moskwa 1954.
- [2] Bukowski J., Łucjanek W., Napęd śmigłowy. Teoria i konstrukcja. Wydawnictwo MON, Warszawa 1986, Wydanie I.
- [3] Fiszdon W., Mechanika Lotu. Państwowe Wydawnictwo Naukowe, Warszawa 1952.
- [4] Galiński C., Wybrane zagadnienia projektowania samolotów. Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa 2020.
- [5] Kuśnierz B., Kuczek I., Projekt wstępny samolotu sportowego. Politechnika Rzeszowska, Rzeszów 1986.
- [6] Stafiej W., Obliczenia stosowane przy projektowaniu szybowców. Politechnika Warszawska, Warszawa 2000.
- [7] Torenbeek E., Synth esis of subsonic airplane design. Delf University Press, Rotterdam 1976.
- [8] Wiślicki T., Technologia budowy płatowców. Wydawnictwa Naukowo-Techniczne, Warszawa 1964, Wydanie I.
- [9] LAA ČR, UL 2 – Wymagania zdatności do lotu samolotów ultralekkich.
- [10] Kopecki H., Kopecki T., Święch Ł., Zagadnienia wytrzymałości konstrukcji lotniczych. Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 2023.



Rys. 6. Struktura samolotu z częściowo usuniętymi pokryciami, narysowana w programie komputerowym CATIA®



Zastosowanie ciężkich myśliwców przechwytyjących MiG-31 przeciwko Ukrainie

JAKUB MARSZAŁKIEWICZ

Akademia im. Jakuba z Paradyża w Gorzowie Wielkopolskim

Streszczenie

W niniejszym artykule przedstawiono wybrane aspekty działań bojowych nad Ukrainą związane z zastosowaniem rodzaju uzbrojenia, którego teoretycznie nie powinno tam być. Chodzi o ciężkie myśliwce przechwytyjące, które w założeniu miały służyć niemal wyłącznie do niszczenia bombowców strategicznych wraz z ich pociskami manewrującymi.

1. Ciężki myśliwiec przechwytyjący MiG-31 (kod NATO: Foxhound)

Jest to daleko zaawansowana modyfikacja myśliwca MiG-25 (kod NATO: Foxbat), który w obronie powietrznej ZSRR miał służyć głównie do przechwytywania i niszczenia bombowców NATO. Opracowano także jego wersje bombowe i rozpoznawcze MiG-25R/RB, które wykazały dużą skuteczność podczas misji szpiegowskich nad Izraelem w latach 70. [6] Natomiast raczej nie przeznaczano go do walki z lekkimi statkami powietrznymi przeciwnika. Szczególnymi cechami tego samolotu były: bardzo duża prędkość maksymalna: około 3000 km/h (2,83 Ma), pułap 32 km, dopplerowska stacja radiolokacyjna RP-25

o zasięgu do 120 km z możliwością patrzenia w dół oraz ciężkie rakiety powietrze-powietrze R-40 (AA-6 Acrid) o zasięgu 40–50 km. Do połowy lat 90. samoloty MiG-25 znajdowały się m.in. na wyposażeniu lotnictwa Rosji, Ukrainy (79 sztuk), Białorusi i Bułgarii (kilka nieuzbrojonych rozpoznawczych MiG-25R/RU zakupionych w latach 80., głównie w celu wykonywania lotów szpiegowskich nad Turcją).

Wspomniane cechy zostały jeszcze udoskonalone w myśliwcu MiG-25MP, który wykonał swój pierwszy lot w 1975 r. Krótco potem jego oznaczenie zmieniono na MiG-31, zaś NATO przydzieliło mu nowy kod Foxhound [3, 5]. Zakres wprowadzonych w nim modyfikacji był bowiem tak szeroki względem poprzednich odmian MiGa-25, że samolot ten stanowił nową jakość. MiG-31 był produkowany w latach 1979–1994, a następnie przeszedł szereg modyfikacji, które sprawiają, że nadal jest to samolot nowoczesny. Zbudowano ich łącznie około 520. Szacuje się, że około 110–120 z nich nadal służy w siłach powietrznych i marynarce Rosji (kolejnych 140 jest magazynowanych w stanie nielotnym), a 20–30 sztuk jest używanych przez Kazachstan [4, 16, 23].

W latach 90. zainteresowanie kupnem myśliwców MiG-31 wykazywały Indie, Iran, Chiny, a nawet Izrael

i Korea Południowa, ale nigdy do tych dostaw nie doszło. Podano nawet, że Chiny miały w 1993 r. otrzymać 24 takie maszyny z opcją na budowę kolejnych 150 na licencji u siebie [3]. Przedstawiciel władz rosyjskich zaoferował MiGi-31 Izraelowi podczas salonu lotniczego w Paryżu w 1991 r., podkreślając, że mają one tak duże możliwości przestrzenne, że wystarczyłyby trzy samoloty tego typu, by nadzorować cały obszar Izraela [7]. W 2009 r. media podały, że Rosja oferowała MiGi-31 także Syrii (zamówiono 8 sztuk MiG-31E), lecz kontrakt wstrzymano w zamian za dostawy dronów bojowych z Izraela dla armii rosyjskiej [8].

MiG-31 jest ciężkim samolotem myśliwskim. Jego maksymalna masa startowa wynosi 46 200 kg, a masa własna 21 820 kg. Dla porównania masa własna samolotu pasażerskiego Boeing 737-100 wynosiła 28 120 kg (najnowsze wersje są prawie dwa razy cięższe). Bojowe możliwości przestrzenne tego samolotu są imponujące. W pewnym sensie MiG-31 może pełnić rolę jakby „mini AWACSa” (m.in. do takiego celu Irańczycy używali swoje F-14 podczas wojny z Iranem w latach 80.) i to uzbrojonego. W latach 90. Rosjanie próbowali reklamować MiGa-31 jako coś w rodzaju „latającej baterii Patriot” dostępnej za o wiele mniejszą cenę niż systemy naziemne [3].

Myśliwiec MiG-31 posiada również radar ZASŁON (zwany też RP-31 oraz N007, kod NATO: Flash Dance) o zasięgu 200–320 km w przedniej półsfery, 90–150 km w tylnej półsfery [3]. Wykrywa on cele na wysokościach od 50 m do 35 000 m w zależności od warunków [3, 9]. Niektórzy uważają, że zmodyfikowana wersja ZASŁON M ma zasięg nawet około 400 km, choć zapewne dotyczy to tylko bardzo dużych celów. Obiekt wielkości myśliwca jest zapewne skutecznie wykrywany z około 100–150 km,

zaś pocisk manewrujący z około 65 km. W sieci można znaleźć trudną do zweryfikowania informację, że podczas pokazów lotniczych w Paryżu w 1991 r. Rosjanie chcieli zademonstrować możliwość wykrycia amerykańskiego samolotu stealth F-117 za pomocą tego radaru, ale Amerykanie nie podjęli rękawicy.

Radar ten był pierwszym radarem z anteną fazową zastosowanym na seryjnie produkowanym myśliwcu (aczkolwiek jest to radar pracujący w pasywnym trybie PESA – *Passive Electronically Scanned Array* – a nie Active AESA jak najnowsze konstrukcje tego rodzaju). Radar taki składa się z wielu małych anten, których sygnały są sumowane przez komputer. Radary fazowe są o wiele dokładniejsze i trudniejsze do zakłócenia od tradycyjnych. System ZBI-16 może śledzić precyzyjnie do 10 obiektów oraz jednocześnie naprowadzać pociski na 4 cele [3, 15]. Do tego MiG-31 posiada także pasywny termonamiernik 8TP, który może wykrywać cele powietrzne w odległości do 50 km [3].

MiG-31 może być podczas lotu ustawiony w tryb automatycznego naprowadzania na cel przez naziemny system AK RŁDN lub może działać w ramach lokalnego systemu sieci APD-518 łączącego grupę samolotów (coś w rodzaju protoplasty dzisiejszych systemów sieciocentrycznych) [3]. Grupa czterech MiGów-31, lecących jeden obok drugiego w odległości 200 km od siebie, może przeszukiwać obszar o szerokości do 900 km [3].

MiG-31 został zaprojektowany głównie do niszczenia bombowców strategicznych z pociskami manewrującymi. W przeciwieństwie do myśliwców przechwytyjących starszych typów, które MiG-31 zastąpił (MiG-25, Tu-128), może on relatywnie skutecznie zwalczать także odpalone już pociski manewrujące. Teoretycznie są do tego zdolne



Samolot myśliwski MiG-31 z pociskami powietrze-powietrze R-33. Widoczna płaska antena radaru fazowego ZASŁON składająca się z kilkuset małych anten, których sygnały są sumowane przez komputer i mogą być kontrolowane oddzielnie [38] (Wikipedia)

ciężkie pociski powietrze-powietrze R-33 (AA-9 Amos) oraz wywodzące się z nich najnowsze R-37 (AA-13 Axehead lub Andi [11]), które ku zaskoczeniu specjalistów z całego świata zostały niedawno użyte bojowo nad Ukrainą. Są to rosyjskie odpowiedniki amerykańskich rakiet AIM-54 Phoenix o zasięgu 135–185 km (zostały wycofane w USA wraz z myśliwcami F-14 Tomcat w 2004 r., obecnie używa je jeszcze tylko Iran).

Większość rosyjskich myśliwców tego typu zmodernizowano około 2008 r. do wersji MiG-31BM/BSM, z unowocześnionym radarem Zasłon AM, który jest w stanie skutecznie wykryć myśliwiec przeciwnika z odległości 240 km, co jest wartością około dwa razy większą niż

czyż, że Rosjanie rzeczywiście osiągnęli taki sukces w rozwoju tych rakiet.

2. Uzbrojenie rakietowe samolotu MiG-31

Podstawowa wersja R-37 ma zasięg około 150 km, lecz z czasem opracowano też jej wersję dwustopniową R-37M z odrzucanym pierwszym silnikiem, która według producenta ma zdumiewający zasięg – prawie 400 km [11], który także często jest poddawany w wątpliwość (Piotr Butowski podaje zasięg 200 km [16]) oraz rozwija prędkość około 5 Ma. W wypadku lotu na maksymalny



Makieta rakiety R-37M (AA-12 Axehead) pokazana w 2013 r.

w wypadku zwykłego Zasłona [16]. Zasłon AM potrafi śledzić 24 cele i naprowadzać pociski jednocześnie na 6 z nich [16].

Pocisk R-33 wprowadzono do użycia w 1981 r. Jego zasięg początkowo wynosił 120 km, lecz w 2012 r. znacznie go zwiększono. Według oficjalnych rosyjskich źródeł wynosi on obecnie ponad 300 km [10]. Trudno powiedzieć, czy jego zasięg faktycznie jest aż tak duży, a jeśli jest, to jaka jest skuteczność tego pocisku na tak dużych odległościach. Możliwe, że przy tak dużym dystansie rakietą ta byłaby w stanie trafić co najwyżej duży słabo manewrujący cel (ciężki bombowiec, samolot transportowy, tankowiec powietrzny, AWACS). Istnieje także wersja R-33S z ładunkiem jądrowym [16].

W 1989 r. przetestowano w locie pierwszy prototyp udoskonalonej wersji R-37, lecz z powodu problemów ekonomicznych Rosji prace nad nią ukończono dopiero w 2018 r. [12] Jej przeznaczenie jest takie same jak starszej R-33, lecz dysponuje ona lepszymi osiągnięciami i zwiększoną skutecznością trafienia mniejszych celów [13].

Warto zaznaczyć, że deklarowana wysoka zdolność niszczenia obiektów małych, manewrujących i nisko lecących (pociski skrzydlate, samoloty myśliwskie, śmigłowce) przez R-33 i R-37 często była poddawana w wątpliwość przez specjalistów z Zachodu. Nie da się jednak wyklu-

zić, że Rosjanie rzeczywiście osiągnęli taki sukces w rozwoju tych rakiet.

zasięg rakietą przez większość czasu leci pasywnie wzdłuż zaprogramowanej automatycznie trasy (wspomaganej przez system inercyjny), a pod koniec włącza swój radar naprowadzający raketę ostatecznie na cel. W tym przypadku także trudno zweryfikować oficjalne dane.

Rakietą R-33 ma półaktywny system naprowadzania, który wymaga współpracy z radarem pokładowym ZBI-16 myśliwca MiG-31, czyli może być używana tylko przez ten typ samolotu. Natomiast R-37 posiada aktywny niezależny radarowy system naprowadzania, dzięki czemu może być używana także przez myśliwce MiG-35, Su-30SM, Su-35S i Su-57 [14, 16]. Piotr Butowski podaje, że pociski R-37 niedługo zostaną dostarczone do Chin. Prawdopodobnie wejdą tam na uzbrojenie 24 zakupionych wcześniej w Rosji myśliwców Su-35 [16, 21]. Odmiana R-37M jest stosowana tylko na myśliwcu MiG-31BM.

3. Zastosowanie bojowe myśliwców MiG-31 przeciw Ukrainie od 2022 r.

Użycie rakiet R-37 (przypuszczalnie także starszych R-33) nad Ukrainą jest pewnym zaskoczeniem [16]. Pociski te są bowiem bardzo drogie i stanowią dość wysoki szczebel na drabinie eskalacyjnej wojny powietrznej.



Pocisk rakietowy R-37 podczepiony pod kadłubem myśliwca MiG-31 [38] (Wikipedia)

Jak wspomniano, miały służyć głównie do obrony ważnych ośrodków państwa (z Moskwą na czele) przed bombowcami strategicznymi i ich pociskami. Ponadto przewidywano, że pociski te będą się bardzo szybko zużywać. Przykładowo jeśli hipotetyczny amerykański bombowiec B-1 zdołałby wystrzelić przeciw rosyjskim celom wszystkie 24 pociski skrzydlate, które jest w stanie przetranszować, to zakładając 100% skuteczność (co jest mało prawdopodobne) rakiet R-33 lub R-37, trzeba by ich zużyć 24–25, czyli pełen zapas przenoszony przez grupę 6 myśliwców MiG-31 [3]. Jeden MiG-31 przenosi 4 pociski R-33 lub R-37 (niektóre źródła podają, że niekiedy może wziąć 6, choć nie jest to standard [22]). Teoretycznie na jeden amerykański bombowiec trzeba by więc przeznaczyć całą formację sześciu myśliwców MiG-31, chyba że zdążyłyby one zestrzelić go, zanim zdołałby odpalić swoje pociski. Oznacza to, że samoloty MiG-31 oraz zapasy przenoszonych przez nie pocisków R-33 i R-37 są dla Rosji zasobem bardzo cennym, pod pewnymi względami wręcz o znaczeniu strategicznym.

Tymczasem w działaniach przeciwko Ukrainie pociski R-37 (prawdopodobnie głównie w wersji R-37M, byc może także starsze R-33) są używane do niszczenia lotnictwa taktycznego z samolotami myśliwskimi (MiG-29, Su-27) i szturmowymi (Su-25) na czele [16].

Doprowadziła do tego specyficzna sytuacja, w której Rosjanom nie udało się wywalczyć pełnego panowania w powietrzu, mimo ogromnej przewagi nad lotnictwem ukraińskim. Oznacza to, że każdy samolot czy śmigłowiec, który lata w głębi Ukrainy, należy do lotnictwa ukraińskiego. Lotnictwo rosyjskie nie wykonuje lotów nad tymi obszarami. Dzięki temu rosyjscy lotnicy uznają, że każdy obiekt latający, który wykryją w głębi terytorium

przeciwnika, można ostrzelać. Prawdopodobnie ostrzał ze strony myśliwców MiG-31 jest wstrzymywany, gdy nad Ukrainę nadlatują salwy rosyjskich pocisków skrzydlatych ze względu na ryzyko ich omyłkowego zestrzelenia. Piotr Butowski podaje, że obecne działania myśliwców MiG-31BM z pociskami R-37M trzymają w szachu lotnictwo ukraińskie na sporej części południowo-wschodniej Ukrainy [16].

Rosyjskie MiGi-31 operują m.in. z lotniska Biełbek (Belbek) na Krymie oraz z Białorusi. 1 października 2022 r. jeden z MiGów-31 rozbił się podczas startu z lotniska Biełbek i spłonął. Niektóre źródła podają, że miał podczepiony pocisk powietrze–ziemia Kindżał, o czym będzie mowa w dalszej części artykułu [18]. Wcześniej MiG-31 rozbił się też 8 kwietnia w okolicy Leningradu. Są to jak na razie jedyne znane straty tego typu samolotu w bieżącym konflikcie, aczkolwiek spowodowane awariami technicznymi. Ukraińcy nie dysponują środkami mogącymi zestrzeliwać MiGi-31, tym bardziej, że otwierają one ogień znad własnego terytorium [17]. Jedyną możliwością przeciwdziałania może być ewentualne zniszczenie tych samolotów na ziemi. Prawdopodobnie było to głównym motywem ataku sił ukraińskich na lotnisko Biełbek w sierpniu 2022 r. Przypuszczalnie użyto dronów lub pocisków ziemia–ziemia. Według źródeł rosyjskich atak został całkowicie odparty [19].

Lotniska, na których stacjonują MiGi-31, znajdują się pod stałą obserwacją ludzi przychylnych Ukrainie, którzy upubliczniają informacje o startach tych maszyn. Za każdym razem, gdy MiG-31 z baz na Białorusi lub Krymie znajdzie się w powietrzu, na terenie Ukrainy ogłaszany jest alarm przeciwlotniczy [20]. Pociski R-37M najprawdopodobniej są odpalane nad Ukrainę także z myśliw-

ców Su-35S. Trudno powiedzieć, ile ukraińskich statków powietrznych zestrzelono w ten sposób, lecz sam fakt ich użycia skutecznie utrudnia operowanie ukraińskiego lotnictwa.

Źródła rosyjskie podały 7 lipca 2022 r., że MiG-31BM zestrzelił za pomocą R-37M ukraińskiego Su-25 nad obwodem mikołajowskim. 27 października 2022 rosyjska telewizja podała, że MiG-31BM zestrzelił ukraińskiego Su-24 rakieta dalekiego zasięgu (typu pocisku nie podano) [16]. Dalsze szczegóły na temat zastosowania MiGów-31 oraz pocisków R-33 i R-37 przeciw Ukrainie na razie nie są znane.

Można też przypuszczać, że sam przelot rakiety dalekiego zasięgu (w tym R-33 czy R-37) może mieć także na celu aktywowanie ukraińskich środków obrony przeciwlotniczej (zwłaszcza radarów) w celu zlokalizowania i obездwładnienia tych rakiet, a także wzbudzenia stanu ciągłego niepokoju wśród ukraińskiego społeczeństwa.

4. MiG-31K z systemem Kindżał (kod NATO: AS-24 Killjoy)

Dnia 1 marca 2018 r. prezydent Putin ogłosił, że Rosja prowadzi zaawansowane prace nad innowacyjnymi systemami uzbrojenia, wśród których wymienił podwodne i latające obiekty o napędzie atomowym (i tym samym nieograniczonym zasięgu) oraz hipersoniczny pocisk lotniczy Ch-47M2 Kindżał. O ile doniesienia o dronach napędzanych energią atomu uznano za mało realistyczne, o tyle informacja o pocisku hipersonicznym okazała się prawdziwa.

Odmianę opisanego wcześniej samolotu dostosowanego do nowego pocisku Ch-47 Kindżał oznaczono jako MiG-31K (niekiedy stosuje się też oznaczenie MiG-31I) [39]. Wstępnie w 2018 r. zbudowano 10 takich samolotów, a kolejne zapewne powstały potem [26].

MiGa-31K opracowano korzystając z doświadczeń uzyskanych z badań nad prototypem myśliwca MiG-31D, służącego do odpalania rakiety przeciwsatelitarnej 9M79 działającej w ramach systemu 30P6 Kontakt. Zbudowano dwa takie samoloty [23].

Seryjne nowe samoloty MiG-31K otrzymują czerwone numery boczne od 90 do 99, choć prawdopodobnie do odmiany K modyfikowane są także niektóre starsze egzemplarze MiGów-31 [23]. MiG-31K od starszych wersji z wyglądu różni się tylko szczegółami, choć wewnątrz posiada nowe wyposażenie do obsługi rakiety Ch-47M2. Istnieją przypuszczenia, że być może MiG-31K nie posiada radaru, gdyż w jego miejscu zainstalowano nowe wyposażenie [23]. Nie ma na to jednak jednoznacznych dowodów. MiG-31K przenosi tylko jeden pocisk Ch-47. Pociski Ch-47 mogą być przenoszone także przez zmodyfikowane bombowce Tu-22M (po trzy sztuki na bombowiec). Planuje się dostosować je także do nowych myśliwców Su-57.

Pocisk Ch-47M2 Kindżał (kod NATO: *Killjoy*) jest produkowany od 2017 r. Jest on konstrukcyjnie zbliżony do rakiety aerobalistycznej 9M723 systemu naziemnego 9K720 Iskander, choć jest to niewątpliwie generalnie nowa konstrukcja. Prawdopodobnie Ch-47 posiada niektóre części wspólne z 9M723 oraz bardzo podobne systemy naprowadzania. Tak jak aerobalistyczna 9M723, rakietka Ch-47 także posiada zdolność manewrowania przed celem w sposób przypadkowy, co znacznie utrudnia jej zestrzelenie. Podobne są też ich systemy nawigacyjne, opierające się na systemie inercyjnym i satelitarnym (Glonass) w czasie przelotu oraz głowicy radarowej lub optoelektronicznej, służącej do ostatecznej identyfikacji celu na krótko przed uderzeniem [23]. Obydwie rakiety są też hipersoniczne, gdyż według oficjalnych danych osiągnęły prędkości około 10–12 Ma (12 300–14 700 km/h = 3,4–4,08 km/s). Według innych źródeł ich prędkość nie przekracza jednak 8–10 Ma [23]. Za prędkość hipersoniczną uznajemy wartość powyżej 5 Ma. Zasięg systemu



Samolot myśliwski MiG-31K z hipersonicznym pociskiem powietrze-ziemia Ch-47M2 Kinżdał (kod NATO: *Killjoy*) [38] (Wikipedia)

Kindżał z samolotem MiG-31K jest szacowany na 2000 km, choć najprawdopodobniej wlicza się tu także zasięg samolotu-nosiela. W takim przypadku zasięg Kindżała przenoszonego przez Tu-22M wzrasta do 3000 km. Pułap tej rakiety jest szacowany na 200 km, co teoretycznie umożliwiłoby niszczenie za jej pomocą obiektów na bardzo niskich orbitach w kosmosie po wprowadzeniu odpowiednich modyfikacji [24]. Nie ma jednak informacji o tym, czy Rosjanie przewidują jej zastosowanie w tym celu. Pocisk ten posiada ciekawą właściwość, tzw. *plasma stealth*, która polega na tym, że podczas lotu z prędkością hiperdźwiękową ciśnienie powietrza przed głowicą tworzy chmurę plazmy, która pochłania w dużym stopniu fale radiowe, co znacznie obniża echo radarowe rakiety [25].

Hipersoniczna prędkość Kindżała zapewnia lepsze właściwości penetracji celu niż lżejsze i wolniejsze pociski manewrujące. Niektóre źródła (zwłaszcza rosyjskie propagandowe) nazywają go „zabójcą lotniskowców” (niewątpliwie nawiązując do potocznego określenia podobnych chińskich pocisków) ze względu na jego rzekomą zdolność do unieszkodliwienia, a być może nawet zatopienia tak wielkiego okrętu jednym trafieniem. Przy masie około 4000 kg i prędkości hipersonicznej uderzający w cel Kindżał wytwarza ponad 16,9 gigadżuli energii kinetycznej, czyli równoważność 4000 kg trotylu [27, 28]. Według producenta ma to być wartość wystarczająca do zadania lotniskowcowi nieodwracalnych uszkodzeń doprowadzających do utraty okrętu. Oficjalna dokładność trafienia Kindżałem wynosi 1 m [37].

Na początku lutego 2022 r. niektóre źródła sugerowały, że kilka MiGów-31 uzbrojonych w pociski Kindżał zostało wysłanych do bazy lotniczej marynarki wojennej w Czerniachowsku w Obwodzie Kaliningradzkim [29]. Podczas inwazji na Ukrainę w 2022 r. Rosjanie podali, że użyli pocisków Kindżał do zniszczenia rzekomego podziemnego składu broni w Deliatynie 18 marca 2022 r. i magazynu paliw w Konstantynówce następnego dnia [30].

Prezydent USA Joe Biden wypowiedział się o użyciu Kindżałów następująco: „Jak wszyscy wiecie, jest to broń skuteczna, ale z taką samą głowicą jak każdy inny wystrzelony pocisk. Nie robi to dużej różnicy, z wyjątkiem tego, że prawie niemożliwe jest jej zatrzymanie” [31].

Niektóre źródła podały, że Kindżały zostały użyte bojowo ponownie 9 maja, tym razem za pomocą bombowca Tu-22M, który wystrzelił trzy pociski tego typu na cele w Odessie [32]. Obecnie trudno jest ustalić, ile pocisków Ch-47 odpalono przeciwko Ukrainie oraz jaki procent z nich precyzyjnie trafił w wyznaczone cele. Ukraińcy uważają, że co najmniej jeden chybił i zamiast w ważny cel wojskowy uderzył w fermę drobiu [34]. Rosyjska agencja TASS podała, że trzy samoloty MiG-31K z pociskami Kindżał zostały przemieszczone na lotnisko Czałowski w Obwodzie Kaliningradzkim 18 sierpnia 2022 r. [33].

Warto zaznaczyć, że żadnemu z rosyjskich systemów obrony powietrznej (w tym MiG-31) nie udało się zniszczyć ani prawdopodobnie nawet wykryć nalotów ukraińskich pocisków lub samolotów bezzałogowych Tu-141 (ewentualnie Tu-143), które zostały użyte do rażenia baz rosyjskich ciężkich bombowców (Kursk, Engels oraz Ria-

zań-2 w pobliżu Moskwy) pod koniec 2022 r. Te samoloty lub pociski wtargnęły setki kilometrów w głąb Rosji i uderzyły w wyznaczone cele [35].

18 stycznia 2023 r. w okolicy w miejscowości Browary na przedmieściach Kijowa rozbił się śmigłowiec H225 Super Puma należący do MSW Ukrainy. W katastrofie zginęło 18 osób, w tym 9 na pokładzie śmigłowca (włącznie z ministrem spraw wewnętrznych), a około 30 odniosło rany. Większość ofiar to osoby postronne na ziemi [36]. Śmigłowiec ten najprawdopodobniej rozbił się z powodów technicznych, lecz nie da się wykluczyć, że mógł on zostać trafiony rakieta R-33 lub R-37. Nie ma na to jednak żadnych dowodów; jest to jedynie luźna hipoteza autora. Według oficjalnych danych pociski R-33 i R-37 są w stanie trafić cel na wysokości od 50 m nad ziemią. Trudno powiedzieć, na ile jest to prawda.

Zastosowanie samolotów MiG-31 jest jednym z wielu zaskakujących aspektów działań bojowych nad Ukrainą, które zasługują na uwagę [1, 2].

5. Czy Polska powinna się obawiać Kindżałów?

Niewątpliwie Kindżał jest rakieta nowoczesną o dużym zasięgu i bardzo trudną do zestrzelenia. Podobnie jak w przypadku Iskandera, producenci nowych systemów obrony przeciwlotniczej, które zakupiła Polska (CAMM/CAMM-ER oraz PAC-3 Patriot), powinni przedstawić dane na temat ich zdolności w zakresie niszczenia pocisków tej klasy. Powinni też przedstawić, w jaki sposób uzyskali takie dowody – czy są to tylko teoretyczne założenia, czy też zdolności takie zostały już przetestowane w praktyce. Pociski takich systemów jak Kindżał czy Iskander są bardzo drogie i nie produkuje się ich masowo. Rosjanie zapewne używają ich oszczędnie, wyznaczając im tylko najważniejsze cele. Zarówno użycie Kindżałów, jak i wspomnianych wcześniej raket powietrze-powietrze R-33/R-37 nie ma charakteru masowego. Według ujawnionych informacji zniszczono za ich pomocą niewielką liczbę celów. W przypadku raket R-33 i R-37 polskie samoloty bojowe powinny mieć systemy zdolne do ich zmylania (ewentualnie zestrzelenia?). Trudno jest odpowiedzieć, jaka jest skuteczność w tym zakresie naszych F-16, a potem także F-35 i F-50. Niewątpliwie ich systemy są o kilka generacji nowsze od systemów stosowanych przez lotnictwo ukraińskie.

Teoretyczna zdolność rażenia celów znajdujących się kilkaset lub nawet prawie 2000 km w głąbi terytorium Ukrainy sprawia, że zarówno Iskandery, Kindżały, jak i R-33/R-37 działają także jako swoisty rodzaj „broni psychologicznej”, hipotetycznie zdolnej razić każdy cel bez względu na jego położenie. Rakiety R-33 i R-37 teoretycznie są w stanie zestrzelić każdy statek powietrzny nad Ukrainą (co nie znaczy, że zawsze to czynią, gdyż nie każdy lot ukraińskiego samolotu czy śmigłowca Rosjanie są w stanie wykryć, same rakiety też nie mają 100% skuteczności, a zapasy tych raket nie są nieskończone).

Bibliografia:

- [1] <https://strategyandfuture.org/wojna-powietrzna-na-ukrainie/>
- [2] <https://static.rusi.org/SR-Russian-Air-War-Ukraine-web-final.pdf>
- [3] Hypki T., Gretzyngier R., MiG-31. „Przegląd Konstrukcji Lotniczych” 1/1993, s. 4.
- [4] „World AirForces 2021”. Flight International 2022, <https://www.flightglobal.com/download?ac=75345>
- [5] Gordon J., Putmakow O., MiG-25 Stalowa błyskawica. wyd. Altair, Warszawa 1994, s. 60.
- [6] Mikołajczuk M., Gruszczyński J., MiG-25RB – niezwykle czterdziestolatek. „Lotnictwo” 7/2010, <https://www.magnum-x.pl/artykul/mig25rbczi>
- [7] „Soviets Offer to Sell MIG-31 Jets to Israel”. „Los Angeles Times”, June 21/1991, <https://www.latimes.com/archives/la-xpm-1991-06-21-mn-1075-story.html>
- [8] <https://jamestown.org/russia-scrap-mig-31-sale-to-syria-in-exchange-for-israeli-uavs/>
- [9] Fink D. E., „Details of Soviet MiG-31 revealed in first western air show appearance”, „Aviation week & Space Technology” June 24/1991, <https://web.archive.org/web/20190509055528/https://aviationweek.com/site-files/aviationweek.com/files/uploads/2014/10/1991-%20Mig31%20At%20Le%20Bourget.pdf>
- [10] http://dokwar.ru/publ/vooruzhenie/aviacija_i_flot/mig_31bm_poluchat_novuju_raketu/15-1-0-583
- [11] <https://web.archive.org/web/20080914031309/http://www.janes.com/extracts/extract/jalw/jalw3600.html>
- [12] <https://web.archive.org/web/20180713203827/http://www.janes.com/article/81633/new-russian-long-range-aam-integration-to-expand-to-four-fighter-models>
- [13] <https://web.archive.org/web/20090126154153/http://ausairpower.net/DT-Missile-Survey-May-05.pdf>
- [14] <https://www.thedrive.com/the-war-zone/36899/russian-air-to-air-missile-tests-signal-potential-new-capabilities-for-flanker-and-felon>
- [15] <http://il2forum.pl/index.php?topic=4821.135>
- [16] Butowski P., „Myśliwce MiG-31 w działaniach przeciw Ukrainie”. „Lotnictwo Aviation International” 11/2022.
- [17] <https://www.thedrive.com/the-war-zone/russias-mig-31-foxhounds-proving-to-be-a-threat-to-ukrainian-aircraft>
- [18] <https://sundries.com.ua/en/it-seems-that-the-russian-federation-lost-a-rare-mig-31-with-kinzhal-in-the-occupied-crimea-the-pilot-died/>
- [19] <https://tass.com/defense/1496471> oraz <https://www.pravda.com.ua/news/2022/08/18/7363914/>
- [20] <https://www.pap.pl/aktualnosci/news%2C1509398%2Cw-calym-kraju-alarm-lotniczy-z-powodu-wylotu-mig-31k-z-lotniska-na>
- [21] <https://www.iiss.org/publications/the-military-balance/the-military-balance-2018/mb2018-01-essays-1> oraz <https://theprint.in/defence/how-china-is-fast-catching-up-with-the-west-in-the-race-for-air-to-air-missile-superiority/597206/>
- [22] <http://www.airwar.ru/enc/fighter/mig31bm.html>
- [23] Furtak M., „MiG-31 z hiperdźwiękowym pociskiem Kindżał”. „Nowa Technika Wojskowa” 2/2019, <https://www.magnum-x.pl/artykul/mig-31-z-hiperdzwiekowym-pociskiem-kindzal>
- [24] <https://www.kp.ru/daily/26801/3836195/> oraz <https://zvezdaweekly.ru/news/20185211547-L3aOs.html>
- [25] <https://issuu.com/faircountmedia/docs/defense-research-magazine/s/139231>
- [26] <https://tass.com/defense/1002992>
- [27] <https://militarywatchmagazine.com/article/russia-s-lethal-new-kinzhal-carrier-killer-hypersonic-missile-set-to-bring-renewed-foreign-interest-in-mig-31-and-tu-22m-as-launch-platforms-for-maritime-strike-roles>
- [28] <https://www.theguardian.com/world/2022/mar/20/what-are-hypersonic-missiles-and-why-is-russia-using-them-kinzhal-ukraine>
- [29] <https://www.thedrive.com/the-war-zone/44205/russian-mig-31s-armed-with-air-launched-ballistic-missiles-have-arrived-in-kaliningrad>
- [30] <https://www.bbc.com/news/world-europe-60806151> oraz <https://ria.ru/20220319/sklad-1778982374.html>
- [31] <https://www.businessinsider.com/biden-confirms-russia-used-hypersonic-missile-in-ukraine-2022-3?IR=T>
- [32] <https://kyivindependent.com/news-feed/three-russian-missiles-hit-odesa-oblast> oraz <https://ukranews.com/en/news/855795-russian-troops-launch-another-missile-strike-on-odesa-region-2-people-injured>
- [33] <https://tass.com/defense/1495285>
- [34] <https://www.thedrive.com/the-war-zone/44840/we-have-questions-about-russias-claimed-kinzhal-hypersonic-missile-use-in-ukraine>
- [35] Butowski P., „Tu-141 stał się pociskiem samosterującym”. „Lotnictwo Aviation International” 12/2022 oraz <https://belsat.eu/pl/news/13-12-2022-stare-sowieckie-drony-z-epoki-brezniewa-czym-ukraincy-zaatakowali-rosyjskie-lotniska>
- [36] <https://wiadomosci.gazeta.pl/wiadomosci/7,114881,29370901,cywilny-brat-niedoszlych-polskich-caracali-minister-zginal.html> oraz <https://zbiam.pl/katastrofa-super-pumy-na-ukrainie/>
- [37] <https://zvezdaweekly.ru/news/20185211547-L3aOs.html>
- [38] https://en.wikipedia.org/wiki/Mikoyan_MiG-31 oraz [https://en.wikipedia.org/wiki/R-37_\(missile\)](https://en.wikipedia.org/wiki/R-37_(missile))
- [39] Butowski P., „Kindżał uderza w Ukrainie”. „Lotnictwo Aviation International” 10/2022, <https://zbiam.pl/artykuly/kinzhal-uderza-w-ukrainie/>



Rys. 1. Długie końcówki skrzydłowe z wingletami na szybowcu SZD-54-2 „Perkoz”, rozpiętość skrzydeł 20,2 m

Streszczenie

W artykule przedstawiono i omówiono zastosowanie wingletów – dodanych pionowych skrzydełek na końcach skrzydeł szybowców i samolotów – w celu obniżenia oporu indukowanego, jak też zwiększenia wydłużenia skrzydeł.

Słowa kluczowe: przemysł szybowcowy, wynalazki, winglet

1. Postęp czy moda?

Odviszając lotniska klubowe zauważamy wzrastającą liczbę szybowców z długimi, smukłymi skrzydłami, coraz częściej zakończonymi charakterystycznymi, podgiętymi do góry, „ostrymi” na sptywie końcówkami. Na winglety skrzydłowe, bo taka jest właściwa nazwa, zapanowała swoista moda. Na Zachodzie pojawiła się ona o wiele lat wcześniej niż w Polsce, a to za sprawą rozwoju szybowców klasy otwartej a następnie 18 m. Współcześnie, winglety stały się standardem i aplikowane są także do szybowców o mniejszej rozpiętości, a także dwumiejscowych. Czasem z sensem, a czasem... zupełnie bez.

W kraju, pomimo, że w latach 80-tych istniały konstrukcje klasy otwartej (wyróżniały się SZD-37A „Jantar 1” oraz SZD-42 „Jantar 2b”), winglety wprowadzono jako opcjonalne dopiero na zmodyfikowanej wersji szybowca klasy standard (15 m) – SZD-48-3 „Jantarze Std 3”. Był to rok 1996¹. Spora liczba „jantarów” spowodowała, że w kilku-

nastu przypadkach zamontowano je także na wcześniejszym modelu – SZD-48-1 „Jantarze Std 2”. Szybowce z takimi końcówkami skrzydeł budziły zainteresowanie i zazdrość pilotów, jednak – między Bogiem a prawdą – ani osiągi, ani własności pilotażowe jantarów z wingletami na kolana nie rzucały.

Instalując winglety koncentrowano się przede wszystkim na poprawie osiągow, traktując wpływ podgiętych końcówek skrzydłowych na własności lotne i pilotażowe szybowca jako drugorzędny. Tymczasem, nierzadko tracąc na osiągow, szybowiec zyskiwał bardzo pożądane cechy w powietrzu.

W historii aerodynamiki zapisał się Amerykanin Peter Masak z Houston, projektując winglety skrzydłowe dla 15 m niemieckich szybowców Ventus, Discus oraz ASW-20. Wynalazek testował Richard H. Johnson, znany i ceniony ze swoich licznych badań nad osiągowi szybowców. Koncen-



Rys. 2. Piękne winglety skrzydłowe na szybowcu HPH 304 TS Twin Shark

¹Biuletyn BK-048/96, Modyfikacja skrzydeł przez zastosowanie odejmowalnych końcówek z wingletami.

trowano się na pomiarach prędkości opadania przy różnych prędkościach lotu, a wyniki porównywano do osiągow szybowca niemodyfikowanego. Kompletne opracowanie można i warto znaleźć w Internecie².

W roku 2001 amerykański profesor Mark D. Maughmer, działający przy AIAA³, opisał w swoich artykułach kwestie projektowania wingletów dla szybowców wyczynowych⁴. W czytelny sposób przedstawił zagadnienia związane z oporem indukowanym występującym na skrzydłach, czyli takim, który wynika z ograniczonej rozpiętości płata, procesem projektowym wingletów oraz wynikami prób, realizowanych przy wykorzystaniu konkretnych szy-



Rys. 3. Krótkoskrzydły Perkoz o rozpiętości 17,5 m

bowców. Wartościowe opracowania Maughmer'ego także są powszechnie dostępne w Internecie. Ogólne przesłanie autora było takie, że „(...) mając na uwadze redukcję oporu indukowanego, wydaje się, że wszystkie skrzydła mogą zostać poprawione aerodynamicznie w wyniku zabudowy wingletów (...)”. Nie sposób się z tym nie zgodzić. Ale...

2. Po co to komu?

Odkładając na bok rozważania teoretyczne warto skoncentrować się na rzeczywistych zmianach jakie może przynieść doposażenie skrzydła w podgięte końcówki. Zmiany te, w założeniu „pozytywne”, wcale jednak takie być nie muszą. Sprawdza się tu stare powiedzenie, że „lepsze bywa wrogiem dobrego”. Popsuciu aerodynamiki skrzydła po zabudowie wingletów mogą towarzyszyć korzyści, np. związane ze sterowaniem szybowcem.

Spróbujmy zatem wymienić, najbardziej ogólnie, te czynniki, które – w założeniu – powinny dać efekt pozytywny gdy zastosujemy winglety:

- poprawa osiągow szybowca – wzrost doskonałości, zmniejszenie opadania własnego;
- zwiększenie stateczności poprzecznej w locie prostym oraz – szczególnie – w krążeniu;
- redukcja wychylenia lotek w celu „podtrzymywa-

nia” szybowca w głębokim zakręcie/w ustalonym krążeniu;

- zmniejszenie prędkości przeciągnięcia oraz złagodzenie charakterystyki przeciągnięcia;
- zwiększenie skuteczności lotek;
- inne, np. odejmowalna końcówka skrzydła w celu wygodniejszego hangarowania, przechowywania, montażu czy pakowania do przyczepy;
- efekt „wizualny” – wzrost atrakcyjności szybowca, wzrost jego wartości.

Problem, który powstaje polega na tym, że wymienione czynniki nierzadko są sobie... przeciwstawne.

Trudno zatem oczekiwać, że instalacja wingletów na skrzydłach rozwiąże wszystkie nasze bolączki. Nie mając praktycznego pojęcia o projektowaniu aerodynamiki skrzydła z wingletem (bez krygowania się można powiedzieć, że pewnie w Polsce jest jedna taka osoba), byłoby nieelegancko w tym miejscu roztrząsać jak winglet powinien wyglądać. Z pewnością jest to sprawa indywidualna dla danego szybowca i... pod kątem konkretnego stanu lotu. Przyjmując, że w pierwszej kolejności zwrócimy uwagę na osiągi, winglet zostanie zaprojektowany na przeskok międzykominowy.

3. Modyfikacje

Tymczasem moje osobiste podejście do zagadnienia i kiedyś i dzisiaj, było zgoła inne. Zaczęło się od niemieckiego szybowca Mistral C, kompozytowej konstrukcji z lat 70. ubiegłego stulecia. Mistral, pomimo że względnie miły i łagodny w sterowaniu wyróżniał się cechą, która doprowadzała mnie do szału: w głębokim krążeniu należało mocno podtrzymywać go przeciwną do przechylenia lotką. Była to istotna różnica do powszechnie lubianych polskich szybowców, które „krążyły same” z drążkiem „na lotki” mniej lub bardziej pozostającym w neutrum. Nienaturalne i męczące wychylenie drążka w przeciwną do zakrętu stronę – przeszkadzało. Szczególnie w lotach chmurowych, gdzie daleko bardziej zwracamy uwagę na wszelkie „anormalne” wychylenia sterów. Niewiele się więc zastanawiając, zamówiłem u kolegi parę „uszu”, co bardzo



Rys. 4. Mistral C z wingletami w locie nad Magurką Wilkowską

²Richard H. Johnson, *Ventus A and C Flight Test Polars, Measured With and Without Masak Winglets*, październik 1992.

³AIAA – American Institute of Aeronautics and Astronautics.

⁴*The Design of Winglets for High-Performance Sailplanes*, dok. nr AIAA 2001-2406, The Pennsylvania State University.



Rys. 5. Zestaw wymiennych końcówek skrzydłowych do Jantarów – 15 m i 17 m

zgrabnie zostało zrobione i do szybowca zaaplikowane. Szybowiec nabrął „rasowego” wyglądu co szczególnie zwróciło uwagę... nadzoru niemieckiego, przedłużającego świadectwo zdatności do lotu. Inspektora interesowały równo odcięte i niezbyt pięknie podmalowane końcówki skrzydeł. Ot, tak. Pomijając, że (co próbowałem bezskutecznie wmówić Prüferowi⁵) Mistral zaczął się „mieścić do garażu”, oczekiwanych efektów w locie nie było. Owszem, wzrosła i tak już bardzo wysoka stateczność poprzeczna (niemieckie szybowce cechuje daleko większy wznios skrzydeł niż dla naszych rodzimych konstrukcji), ale wszystko inne było trochę jak z efektem placebo. No, nie działało.

Mając w pamięci tę historię tym bardziej sceptycznie podszedłem do wingletów skrzydłowych na 17,5 m skrzydle Perkoza (SZD-54-2). Podobnie jak dla jantarów, w tym SZD-59 „Acro” (montowane końcówki z wingletami dla rozpiętości 15 m), zmiana była fizycznie widoczna, ale do lotu – prawie symboliczna. Właściciel typu (TCH) opowiadał coś wprawdzie o dodatkowej „jednej” jednostce doskonałości, jednak praktycznie ta poprawa w locie nie była zauważalna. Za to, w nikłym, ale jednak jakimś stopniu, zmieniały się własności szybowca w krążeniu. Było to istotne zwłaszcza dla jantarów, mających tą samą zewnętrzną geometrię skrzydła co SZD-59. Jantar z wingletami był ciut bezpieczniejszy w locie z małą prędkością: odrobinę mniej podatny na przeciągnięcie w zakręcie, malała też tendencja do gwałtowniejszego przepadania na skrzydło. To ważna z punktu widzenia bezpieczeństwa lotu cecha. Jednak daleko większy wpływ na własności korkociągowe miało chociażby załadowanie szybowca, adekwatne do tego położenie środka masy w locie czy nawet jakość pilotażu. Winglety nie chroniły przed przeciągnięciem.

Zmiana w sterowaniu dla SZD-54-2 „Perkoz” była zauważalna jedynie dla bardziej wprawionych w lataniu i nie miała jakiegokolwiek przełożenia na charakterystyki pilotażowe czy lotne. Owszem, producent ograniczał możliwości akrobacji wyższej czy wyczynowej (ta była możliwa tylko w konfiguracji z płaskimi końcówkami skrzydeł), jednak praktycznie czy szybowiec miał założone „uszy” na

17,5 m czy też nie, nie miało większego znaczenia. Sama masa końcówki płaskiej i tej z wingletem były porównywalne, więc i zmian w obciążeniu konstrukcji (momenty bezwładności) nie było.

Rewolucję przyniosła dopiero tzw. „długa końcówka”, czyli dokładany spory kawałek skrzydła do istniejącej podstawowej rozpiętości, z zupełnie innym wingletem jak ten w wersji 17,5 m. Jednak, bynajmniej, modyfikacja ta nie dotyczyła aż tak bardzo... osiągow szybowca. Za to zdecydowanie poprawiała własności lotne i pilotażowe. Dla SZD-54-2, dokładaną końcówkę skrzydłową do rozpiętości początkowo 20,2 m⁶, zaprojektował prof. Krzysztof Kubryński. Dla tych, którzy poznali Perkoza, były to dwa światy.

Bardzo przeciętny i niczym niewyróżniający się szybowiec o rozpiętości 17,5 m, zmieniał się w prawdziwą „orchideę” po założeniu „długich uszu”. Świetną robotę robiły przy tym dodatkowe lotki, zainstalowane w dokładanych końcówkach. Zmyślny system sprzęgieł automatycznie łączył lotkę główną z tą dodatkową w dokładanej końcówce. Rozpiętość, a zatem ramię na jakim wychylały się lotki, fantastycznie poprawiła bardzo lichą, jak na szybowiec „pełnoakrobacyjny” sterowność poprzeczną. Sam wznios końcówek powodował zwiększenie stateczności poprzecznej, czyniąc Perkoza najlepszym i najmilszym w sterowaniu szybowcem w klasie 20 m. Potężne winglety tak dalece ustatedniały szybowiec, a prawdopodobnie także podnosiły skuteczność sterowania lotkami, że Perkoz – jako jedyny na świecie 20 metrowiec – doskonale i z niską prędkością szybował także w locie odwróconym. Nie róbcie tego w domu, bo to zakazane, ale akrobacja z nogami do góry na skrzydłach 20 m, w szerokim jej wydaniu włączając figury autorotacyjne te z „plusem” i z „minusem”, była daleko sympatyczniejsza niż na „płaskich” skrzydłach 17,5 m, przeznaczonych... „do akrobacji”.

Jak zawsze coś jednak musiało być kosztem czegoś – szybko wykazaliśmy, że w miarę wzrostu prędkości lotu, niewystarczająca sztywność skrętna skrzydła powoduje



Rys. 6. Jeden z pierwszych jantarów zmodyfikowanych w WKK Papiorek, wersja 17 m, SZD-48-3 „Jantar Std 3”. Szybowiec lata w USA

⁵Prüfer – przedstawiciel niemieckiego nadzoru lotniczego (LBA), oceniający zdatność do lotu szybowca.

⁶Wartość ta nijak nie pasowała do współczesnych klas szybowców, zdecydowano więc o zmniejszeniu rozpiętości skrzydeł do 20 m, poprzez proste odcięcie i skrócenie części wingleta.



Rys. 7. Zmodyfikowana do 17 m wersja SZD-48-1 „Jantar Std 2” o oznaczeniu SZD-48-4 „Jantar 17”. Fot. Jakub Świsł

skręcanie się końcówek skrzydłowych z wingletami, w stronę mniejszych kątów natarcia. Zjawisko przekładało się na „wyplaszczanie” się końcówek w miarę wzrostu prędkości lotu i przy V_{NE} bądź wyższej znajdowały się one w zasadzie w jednej płaszczyźnie ze skrzydłem. Powodowało to gigantyczne opory aerodynamiczne i przyrost opadania niczym u spadochronu desantowego. Cechę tę poprawiono, wzmacniając strukturę skrzydła na skręcanie. Mimo tego, obserwatorzy żartowali, że wylatując spod chmury i nabierając rozpędu Perkoz przypomina... śmigłowiec.

Paradoksalnie, cechę tę wykorzystywałem wielokrotnie do demonstracji nurkowania i podejścia do lądowania z krótkiej prostej, z dowolnie dużej wysokości. Skuteczne hamulce aerodynamiczne oraz stwarzające wielki opór na dużej prędkości końcówki skrzydłowe pozwalały na błyskawiczne „zbijanie” wysokości, bez obaw przekroczenia prędkości dopuszczalnej.

Sumarycznie jednak szybowiec był bardzo fajny do bezpiecznego, „rozrywkowego” latania. Rzecz jasna, robotę robiły nie tylko winglety, ale i połączone z nimi dokładane końcówki skrzydłowe. Ten trend dostawiania „skrzydełek” pojawił się w Europie Zachodniej już wcześniej, gdzie do 15 m szybowców klasy „standard” zaczęto dorabiać „długie uszy”. Współczesne oferty szybowców 18 m zawierają najczęściej opcje redukcji skrzydeł do 15 m, co umożliwiłoby uczestnictwo w zawodach klasy klubowej czy 15 m. To spora zaleta, choć z moich obserwacji i doświadczenia w sprzedaży wynika, że pilot latając na

„długich” skrzydłach rzadko już później je... skraca. Świadczy to nie tylko o tym, że piloci preferują lepsze osiągi szybowce, ale także, a może głównie, że przyjemność sterowania szybowcem o rozpiętości większej niż „standard” (ponad 15 m) jest zwyczajnie większa.

Te spostrzeżenia zaowocowały pomysłem na prawie 18 m skrzydła do „zwykłych” jantarów. „Prawie”, bo pełna 18-ka nie przenosiła obciążeń wymaganych przepisami. Początkowo, przeróbka nie zawierała lotek, a i tak różnica w sterowaniu i – tym razem w osiągnięciach – okazała się bardzo znacząca. Naturalną więc rzeczą było dorobienie lotek. Szybowiec został policzony aerodynamicznie i wytrzymałościowo, a szerokie próby w locie i późniejsza eksploatacja potwierdziły trafność modyfikacji. Przy czym, najważniejszym założeniem było nie tyle poprawienie osiągnięć co charakterystyki lotno-pilotażowej: podniesienie stateczności poprzecznej oraz załagodzenie przeciągnięcia. Tym razem dobór wingleta był oczywisty, bowiem został on częściowo przejęty od Perkoza, zaś sama końcówka skrzydła – „warsztatowo” zaadoptowana do części zasadniczej. Nie wdając się w szczegóły techniczne, z dość wymagającego pilotażowo jantara udało się uzyskać łagodną i samolatającą zabawkę, trochę przypominającą SZD-51-1 „Juniora” czy PW-5.

Wyposażona w winglet i lotkę odejmowalna końcówka skrzydłowa pozwala – jak w przypadku Perkoza – na start bez pomocnika, i to niezależnie od kierunku i siły wiatru czy też rodzaju startu. Po wytrzymowaniu szybowiec leci sam i możliwa jest jego pełna kontrola wyłącznie przy uży-



Rys. 8. Zmodyfikowana do 17 m rozpiętości wersja szybowca SZD-59 „Acro”

ciu steru kierunku. Jest to szczególnie wygodne podczas lotów falowych na dużej wysokości, gdzie pilot może zdjąć rękę z drążka, aby się ogrzać. Właściwości 17 m Jantara w krążeniu są doskonałe, szybowiec nie wymaga bowiem podtrzymywania lotką. Siły na sterach są proporcjonalne i niewielkie, a ich gradient wraz ze wzrostem prędkości jest bardzo proporcjonalny. Próby korkociągowe, spiralnego nurkowania czy wyrwania nie wykazały anomalii, jakkolwiek szybowiec lata ciągle w kategorii specjalnej. Niewątpliwy sukces tej modyfikacji przełożył się na przeróbkę kilku egzemplarzy, a od użytkowników słyszałem jedynie bardzo pochlebne opinie. Nie publikujemy zdjęć tych szybowców, dajmy ich właścicielom zachować... anonimowość.

Naturalną kolejną rzeczą było wprowadzenie modyfikacji dokładanych „długich” skrzydeł do modelu SZD-59-1 „Acro”. Proces certyfikacyjny ponoć jest nadal w toku, więc można i warto o tym napisać. Pierwszy tak zbudowany egzemplarz trafił w 2015 r. do Australii, gdzie tamtejszy nadzór bez żadnych problemów wydał i dotąd przedłuża świadectwo zdatności do lotu. Uniwersalność szybowca z wymiennymi długimi końcówkami skrzydeł pozwala właścicielowi latać pełną akrobacją oraz długie przeloty. Przy czym – jak mnie informuje – końcówki wersji 15 m nie znajdują w ogóle zastosowania. 17 m Acro, podobnie jak 20 m Perkoz doskonale i bezpiecznie szybują, także w locie odwróconym, a zakres eksploatacji z najdłuższym skrzydłem jest daleko szerszy jak by się pierwotnie wydawało.

Szereg prac zostało także podjętych nad modyfikacją geometrii końcówek skrzydła SZD-55-1. Tu sprawa była

bardziej skomplikowana ze względu na eliptyczne zakończenie płata. Odgrzebany projekt szablastych wingletów, stworzony jeszcze za czasów SZD, wydał się tak ciekawy, że stworzono cyfrowy model końcówki. Następnie, przy użyciu frezarki numerycznej wyfrezowano formy. Wykonawstwo nie nastęrczyło większych trudności, przy czym w odróżnieniu od Perkoza, Acro czy jantarów, połączyliśmy szablastą końcówkę z płatem na stałe. Tuż przed świętami Bożego Narodzenia roku 2019, zmodyfikowany szybowiec wykonał swój pierwszy, nie do końca oficjalny, lot.

Sztormowe warunki pogodowe pozwoliły jedynie na jakościową ocenę własności pilotażowych, ale przyrost stateczności poprzecznej oraz skuteczności sterowania lotkami był bardzo widoczny. Ta (ale nie tylko ta) modyfikacja zachęciła do błyskawicznego opracowania układu „55-ki” o 18 m skrzydłach, oczywiście z wingletami. Projekt ten nie został jednak fizycznie zakończony.

4. Podsumowanie

O tym, że instalacja wingletów może zmienić, a często poprawić, charakterystyki pilotażowe szybowca – już wiemy. Pamiętajmy jednak, że to także pewna dodatkowa masa na końcówce. Ta, zwłaszcza przy większej rozpiętości, wpływać będzie na momenty bezwładności szybowca (oraz zmniejszać załadunek w kabinie). O ile ciężarek na końcówce skrzydła stanowi generalnie pozytywną modyfikację z punktu widzenia aeroelastyki (działa przeciw flatterowo, chociaż to też jest określenie bardzo względne i nieprecyzyjne), to

będzie negatywnie przekładać się na charakterystyki korkociągowe. W szczególności wydłużając czas potrzebny do zatrzymania autorotacji – zwiększając opóźnienie na wyprowadzeniu z korkociągu. Nie wolno o tym zapominać. Bądźmy ostrożni w modyfikowaniu naszych szybowców i nie podchodźmy bezkrytycznie do przeróbek.

Winglet projektowany jest na określone warunki lotu i prawie zawsze „tym warunkiem” jest przeskok międzykominowy. W locie na bardzo dużej prędkości, pomimo redukcji oporu indukowanego, winglet przysparza dodatkowe opory kształtu, niwelujące najczęściej korzyści płynące ze zredukowanego oporu na skończonym płacie. Szczególnie nieopłacalnym może okazać się stosowanie wingletów na eliptycznych zakończeniach skrzydeł. Dodatkowo, technologia przeróbki i instalacji końcówek na eliptycznym zakończeniu jest bardziej skomplikowana niż zabudowa na płacie trapezowym czy prostokątnym.

Sam winglet, połączony na stałe ze skrzydłem, wybitnie przeszkadza w montażu szybowca, w pakowaniu i wyjmowaniu skrzydeł z przyczepy szybowcowej, w magazynowaniu na podstawkach. Może być niewygodny podczas manewrowania szybowcem w hangarze



Rys. 9 Szybowiec SZD-55 ze zmodyfikowaną końcówką skrzydła

Mocowanie wingleta do końcówki skrzydła musi być proste i pewne. Sytuacja, gdy zgubiono go w locie, zdarzyła się wielokrotnie. Możliwość wystąpienia takiego przypadku należy, z założenia, wykluczyć. O ile jego utrata nie powinna stanowić przeszkody w kontrolowanym sprowadzeniu szybowca na lotnisko, o tyle dla osób na ziemi winglet stanowić będzie śmiertelne zagrożenie.

Dzisiaj, kiedy ilość prywatnego sprzętu znacząco wzrasta, częściej spotykamy się lub decydujemy na modyfikacje naszych szybowców. Zmiany te powinny być zgodne z przepisami. Dla szybowca z certyfikatem typu winglet będzie częścią projektu typu, a dla celów zabudowy końcówki skrzydłowej powinno istnieć STC⁷. Lub przynajmniej biuletyn serwisowy.

Pewne, choć wymagające warunki, określają przepisy dla statków powietrznych kategorii specjalnej. Proces legalizacji jest trudny i czasochłonny i wiąże się także z przeprowadzeniem prób w locie. Taki szybowiec utraci jednak przypisany doń pierwotnie certyfikat typu (jeśli posiadał), być może ograniczone zostaną także jego warunki użytkowania. W procesie utrzymania zdatości do lotu będzie uczestniczył nadzór, wystawiając Pozwolenie na wykonywanie lotów w kategorii specjalnej (SPtF). Powrót szy-



Rys. 10. SZD-59-1 „Acro” w wersji z wingletami 15 m

bowca do „wersji certyfikowanej” jest prawnie niemożliwy, zastanówmy się więc dwa razy zanim zdecydujemy się na niezatwierdzoną, być może pochopną modyfikację. Latajmy przede wszystkim bezpiecznie!

Latajmy przede wszystkim bezpiecznie!

⁷STC – suplement do certyfikatu typu. Dokument wydany przez władzę lotniczą, np. EASA czy FAA, na podstawie którego modyfikacja szybowca zostanie uznana za legalną i bezpieczną.

16 KONFERENCJA ZMĘCZENIE KONSTRUKCJI LOTNICZYCH

On-Line, 12-13 stycznia 2023

16. Konferencja pt. „Zmęczenie konstrukcji lotniczych”

JAROSŁAW PYTKA
Politechnika Lubelska

Streszczenie

W dniach 12-13 stycznia 2023 r. odbyła się konferencja naukowa w formule on-line pt. „Zmęczenie konstrukcji lotniczych – Fatigue of Aircraft Structures”. Organizatorem wydarzenia była Sieć Badawcza Łukasiewicz – Instytut Lotnictwa, a przewodniczącym – dr inż. Antoni Niepokólczycki.

Niniejsza praca ma na celu streszczenie wybranych referatów zaprezentowanych podczas tego wydarzenia. Tematyka prelekcji skupiała się wokół następujących zagadnień szczegółowych:

- próby zmęczeniowe rzeczywistych struktur (ang. *full scale fatigue tests*),
- zmęczenie materiałów i struktur,
- zaawansowane materiały i typy struktur,
- przedłużanie trwałości i zarządzanie flotą,
- monitorowanie stanu struktur (ang. *structural health monitoring*),
- mechanika pękania i metody prognozowania trwałości zmęczeniowej,
- badania nieniszczące (NDT),
- przepisy lotnicze dotyczące trwałości zmęczeniowej.

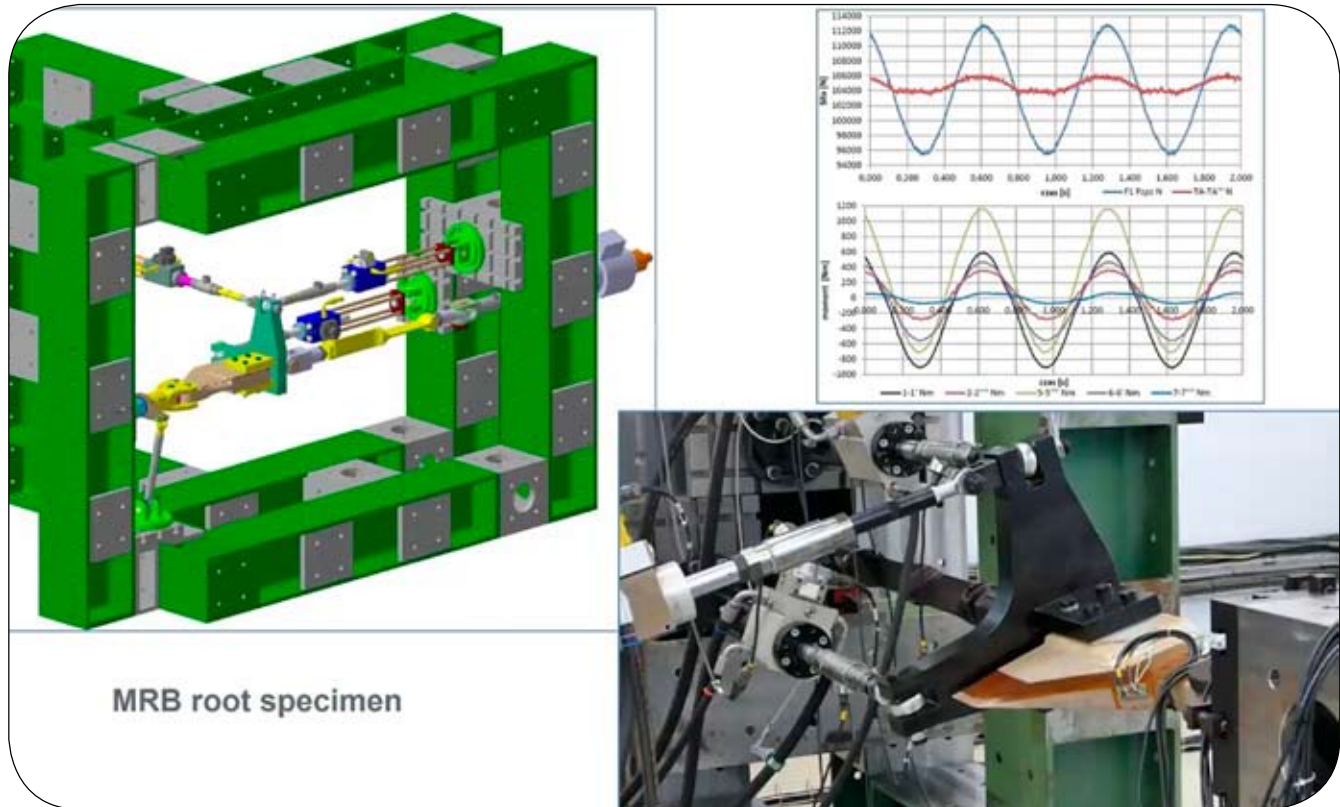
Konferencję zapoczątkował referat na temat badań zmęczeniowych struktur i podzespołów śmigłowców, przedstawiony przez zespół z WSK PZL Świdnik. Zaprezentowano projekt nowego stanowiska do badań wytrzymałościowych i zmęczeniowych łopat wirnika głównego śmigłowca. Ponadto dokonano przeglądu stanowisk, metod i programów badawczych realizowanych w PZL Świdnik, w zakresie wytrzymałości zmęczeniowej śmigłowców i ich elementów (rys. 1).

Krzysztof Dragan, profesor z Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, w syntetyczny sposób opisał zakres

badań prowadzonych w pracowniach Zakładu Zdatości do Lotu. Bogate doświadczenie, znaczące osiągnięcia, a także interesujące tematy bieżące podejmowane w ITWL w temacie zmęczenia konstrukcji lotniczych zostały zilustrowane przykładowymi wynikami. Wśród aktualnych tematów na uwagę zasługuje zastosowanie metod sztucznej inteligencji do identyfikacji i klasyfikacji uszkodzeń oraz zużycia zmęczeniowego wybranych fragmentów konstrukcji lotniczych (rys. 2).

Kolejny referat, przedstawiony przez Patryka Ciężaka z Wojskowej Akademii Technicznej, dotyczył korozji wżerowej w elementach konstrukcji lotniczych. W wyniku korozji wżerowej doszło do kilku spektakularnych zdarzeń, w tym katastrof, np. oddzielenie się silnika od skrzydła w samolocie Boeing B747-258F, czy utrata fragmentu kadłuba w samolocie Boeing B737-200 Aloha Airlines. Zjawisko korozji powoduje również znaczne straty po stronie użytkowników sprzętu lotniczego, wynikające z kosztów obsługi. Koszty wynikające z korozji elementów konstrukcji mogą stanowić ponad 60% w ogólnym rozliczeniu eksploatacji samolotów. Prelegent przedstawił wyniki obrazujące efekt korozji wżerowej na stan naprężenia w próbkach symulujących połączenie nitowe, a także implikacje w odniesieniu do zdatości technicznej elementów strukturalnych (rys. 3).

Problematyka zużycia i uszkodzeń połączeń nitowych w górnej pokrywie wlotu silnika w samolocie MiG-29 została poruszona w wystąpieniu Jakuba Kotowskiego z ITWL. Zużycie zmęczeniowe może w tym przypadku doprowadzić do zassania urwanego nitu do silnika, co wywoła krytyczne uszkodzenie. W badaniach zastosowano metodę shearografii, a badane próbki poddano tzw. wzbudzeniu termicznemu (rys. 4).

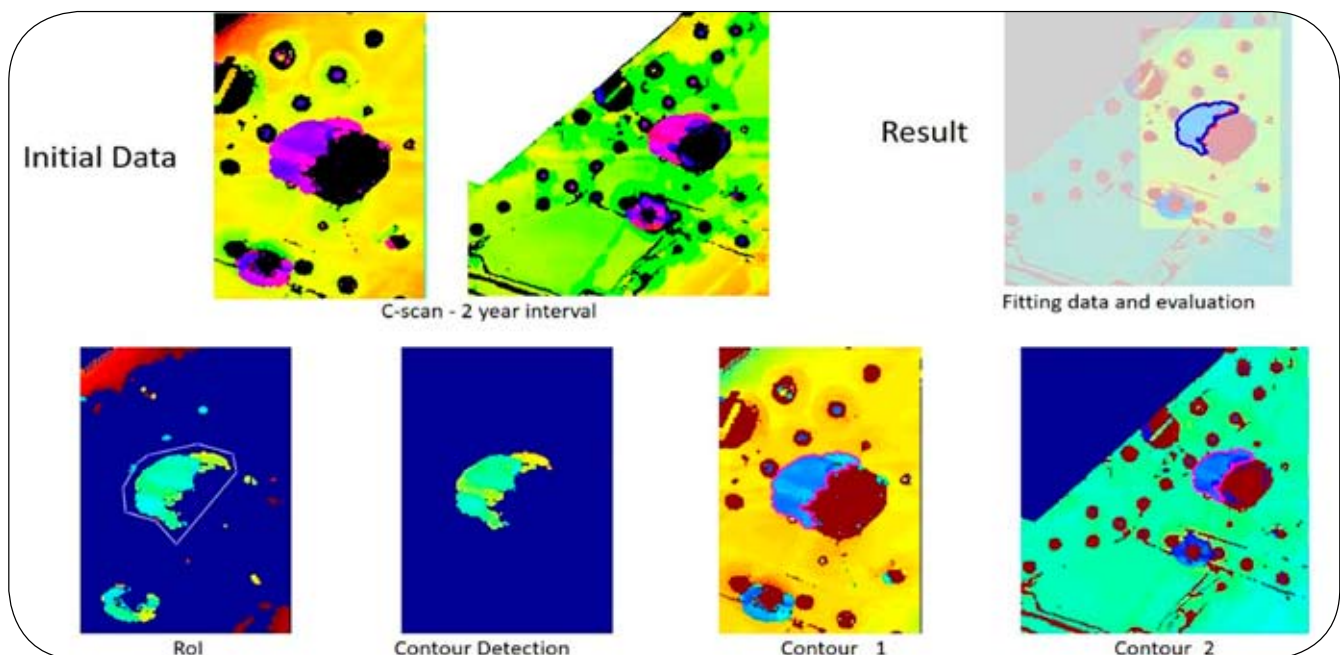


Rys. 1. Stanowiska do badań wytrzymałościowych i zmęczeniowych łopat wirnika głównego śmigłowca Leonardo Helicopters PZL WSK Świdnik

Piotr Synaszko z ITWL zaprezentował referat omawiający badania kompozytowych pakietów naprawczych, zastosowanych do uzdatnienia struktury śmigłowca Mi-24. Wykryte na obiekcie rzeczywistym uszkodzenia strukturalne: dolny fragment wręgi nr 15 oraz punkt mocowania statecznika poziomego w części ogonowej zostały poddane naprawie z zastosowaniem wyżej wspomnianych

pakietów. Weryfikację stanu technicznego naprawionych punktów struktury przeprowadzono metodą ultradźwiękową oraz *pitch-catch*. Stwierdzono odklejenie jednego pakietu w toku dalszej eksploatacji śmigłowca (rys. 5).

Interesujące wyniki badań skuteczności i wydajności ochrony przeciwwilgociowej, przeciwkorozyjnej oraz przeciwołdzeniowej dla trzech różnych rodzajów



Rys. 2. Innowacyjny algorytm przetwarzania danych obrazowych wg Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych (ITWL) w Warszawie

powłok przedstawiła mgr inż. Klaudia Olkowicz z Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych. Analizowano powłoki hydrofilowe, hydrofobowe oraz superhydrofobowe, bazujące na technice anodowania, pokrywania warstwą żywicy epoksydowej, nanoproszków oraz silikonową. Przeprowadzono testy ekspozycji na czynniki korozyjne oraz porostowe w atmosferze oraz w warunkach wodnych (zanurzenie w stawie). Wyniki wykazały doskonałe własności w zakresie wydajności ochronnej dla powłok superhydrofobowych, natomiast parametry w zakresie ochrony przeciwbłędzeniowej ulegały degeneracji w przypadku wszystkich trzech rodzajów powłok (rys. 6).

Mgr inż. Piotr Reymer przedstawił referat, którego tematem było porównanie analitycznych metod wyznaczania współczynnika intensywności naprężeń. Opierając się na wynikach pełnoskalowych testów zmęczeniowych samolotu PZL 130 TC Turbo Orlik, autor przedstawił koncepcję pracy badawczej, mającej na celu analizę propagacji uszkodzeń zmęczeniowych w wybranych elementach struktury płatowca na podstawie współczynnika intensywności naprężenia. Spośród analizowanych metod numerycznych, VCCT, FEM i EFEM, ostatnia z wymienionych jest zdaniem prelegenta optymalną w podejmowanym problemie badawczym (rys. 7).

Ostatni referat pierwszego dnia konferencji, przedstawiony przez dra inż. Piotra Synaszko, dotyczył zastosowania dronów do badań uszkodzeń i zużycia statków powietrznych. Okazuje się, że możliwa jest nie tylko inspekcja wizyjna, również termowizyjna, natomiast tzw. *post-processing* danych obrazowych pozwala na tworzenie obrazów większych obszarów zewnętrznej struktury SP. Możliwe jest identyfikowanie zużycia i uszkodzeń. Metoda z wykorzystaniem UAV ułatwia pozyskanie danych, a prace badawcze w tym zakresie są na początkowym etapie zaś wstępne wyniki są bardzo obiecujące (rys. 8).

W drugim dniu konferencji Michał Jabłoński z firmy Elhys przedstawił referat poświęcony rozwiązaniu aparaturowemu w zakresie testów pełnoskalowych konstrukcji lotniczych. Głównym elementem tego rozwiązania jest kontroler MOOG, znacznie ułatwiający sterowanie procesem badań pełnoskalowych (rys. 9).

Następnie Mariusz Dąbrowski z firmy HBK zaprezentował zastosowania metody RCM (ang. *Reliability Centered Maintenance*) w eksploatacji elementów układu podwozia lotniczego. RCM jest procesem, który pomaga zidentyfikować zadania, które należy wprowadzić, aby prawidłowo zarządzać sposobami powstawania usterek, unikać usterek i zapobiegać im. Ważny jest kontekst operacyjny oraz kryteria, które muszą być spełnione. Rutynowe przeglądy, inspekcje (ukryte uszkodzenia), utrzymanie stanu obiektu, monitorowanie i przewidywanie powstania usterek – to wszystko są działania w ramach RCM. Przedstawiono plan utrzymania zespołu goleni podwozia lotniczego dla zmniejszenia kosztów serwisowania oraz uniknięcia usterek, zgodnie z metodą RCM.

Badania dynamiczne przedniego podwozia samolotu PZL I-31 zostały omówione w referacie Zbigniewa Skorupki z Instytutu Lotnictwa w Warszawie. Przedmiotowe podwozie pochodzi z samolotu PZL I-23 Manager, który

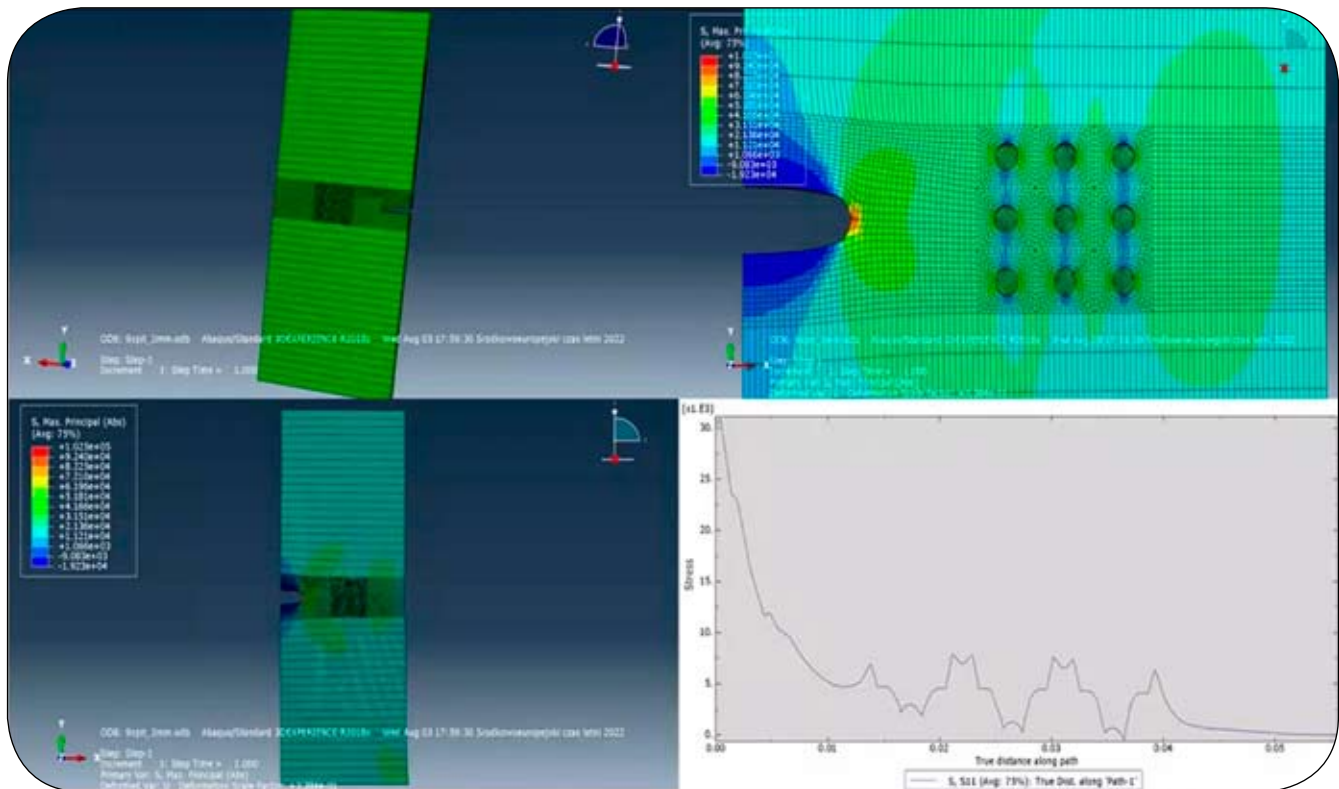
powstał w latach 90., jest to podwozie w układzie tzw. półwidelca. W ramach prób certyfikacyjnych, zgodnych z Part 23, przeprowadzono próby dynamiczne oraz tensometryczne. Dodatkowo po badaniach z graniczną energią lądowania, podwozie zostało rozładowane, następnie powtórnie załadowano i sprawdzono, czy zajdzie różnica (obwiednia parametrów podwozia). Przeprowadzono testy na wyznaczenie charakterystyk siła – przemieszczenie (ugięcie) podwozia (rys. 10). Ponadto na młocie rzutowym z układem do rozkręcania koła oraz symulator siły nośnej.

Robert Tatar z Państwowej Akademii Nauk Stosowanych przedstawił referat omawiający zastosowanie metody pomiarów współrzędnościowych do badań łopatkki wirnika sprężarki silnika turbodrzutowego. Metoda ta pozwala na wykrywanie defektów geometrycznych, ugięć, deformacji lub uszkodzeń punktowo-liniowych na podstawie porównania elementu badanego z referencyjnym. Możliwe jest np. zastosowanie modelu CAD jako elementu referencyjnego. Przy ustalaniu zakresu pomiarowego możliwe jest wykrywanie makro- lub mikrodeformacji. Metodę charakteryzuje szybki przebieg procedury. Dodatkowo można prowadzić analizę w czasie, badając efekty procesu eksploatacji w czasie (rys. 11).

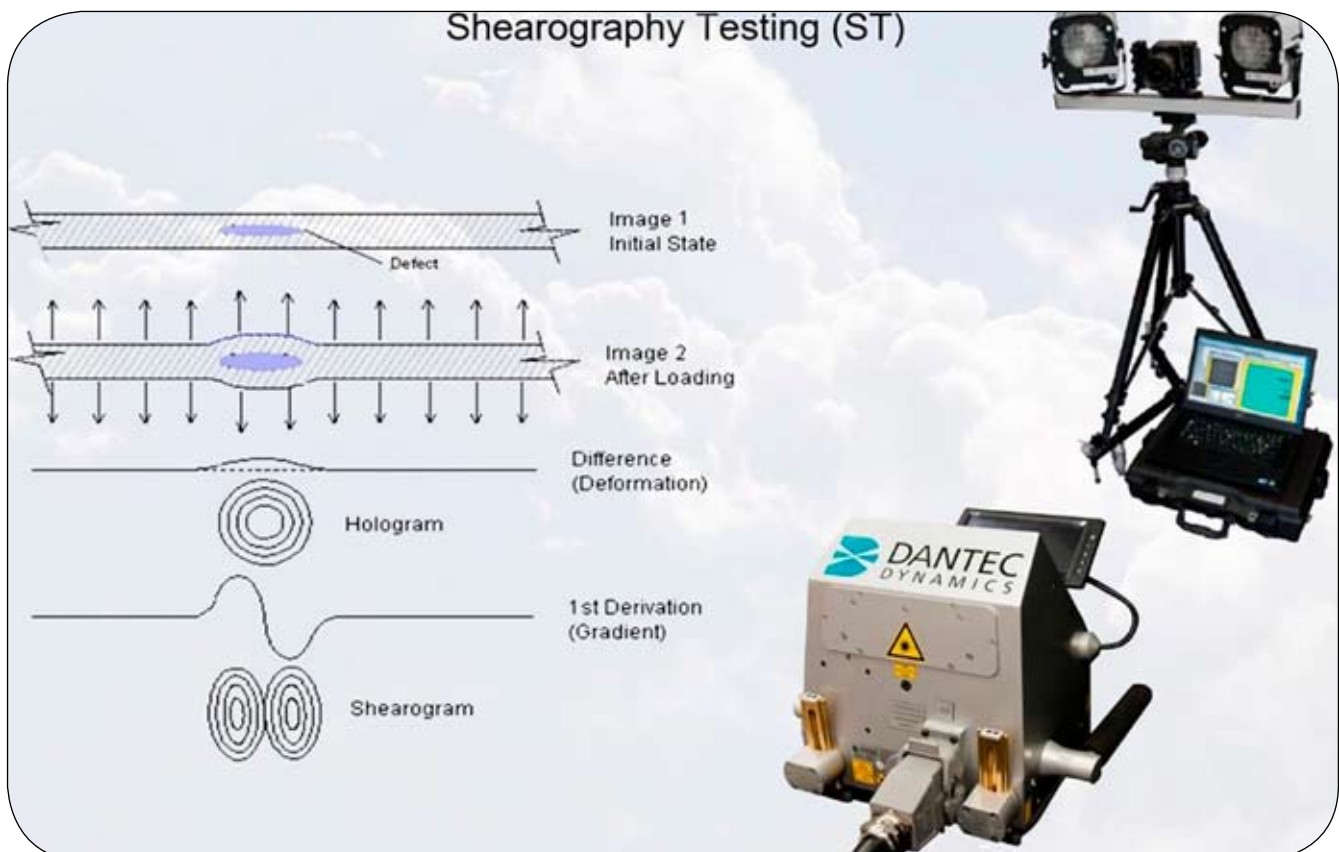
Grzegorz Moneta z Instytutu Lotnictwa przedstawił pracę dotyczącą tłumików ciernych w turbinie silnika. Zmęczenie wysokocyklowe jest wynikiem naprężenia średniego oraz naprężenia w rezonansie z pierwszą postacią drgań. Tłumienie drgań może być dwójakiego rodzaju, aerodynamiczne lub materiałowe. W celu całkowitego wyeliminowania drgań, zachodzi potrzeba dodatkowych źródeł tłumienia, np. tarcie, histereza. Typowymi tłumikami masowymi są tzw. półki, które jednak zakłócają przepływ czynnika. Natomiast bandaże powodują pełzanie i obniżenie żywotności. Rozwiązanie autorskie prelegenta polega na zastosowaniu tłumika ciernego. Zastosowano dwie metody. W pierwszej była dobierana siła tarcia, która minimalizuje odpowiedź układu. Przeprowadzona analiza harmoniczna miała na celu poszukiwanie rozwiązań optymalnych, wynik – tłumienie 83%.

Tłumienie cierne w zamkach jest rzadko stosowane. Przeprowadzono analizę modalną do określenia częstotliwości charakterystycznych. Uzyskano redukcję drgań 70%. Optymalizowano parametry konstrukcyjno-eksploatacyjne: masa, sztywność i siła tarcia, kąt platformy, wysokość i szerokość szyjki, kąt drogi tłumika, współczynnik tarcia, szerokość tłumika, intencjonalne rozproszenie. W prezentowanym referacie skupiono się na doborze szerokości tłumika. Optymalne tłumienie uzyskano między szerszym i węższym tłumikiem. Analiza dynamiczna z tarciami wykazała najlepsze dopasowanie do wyników eksperymentu. Redukcja 84% – rezultat bliski maszynom analogowym (rys. 12).

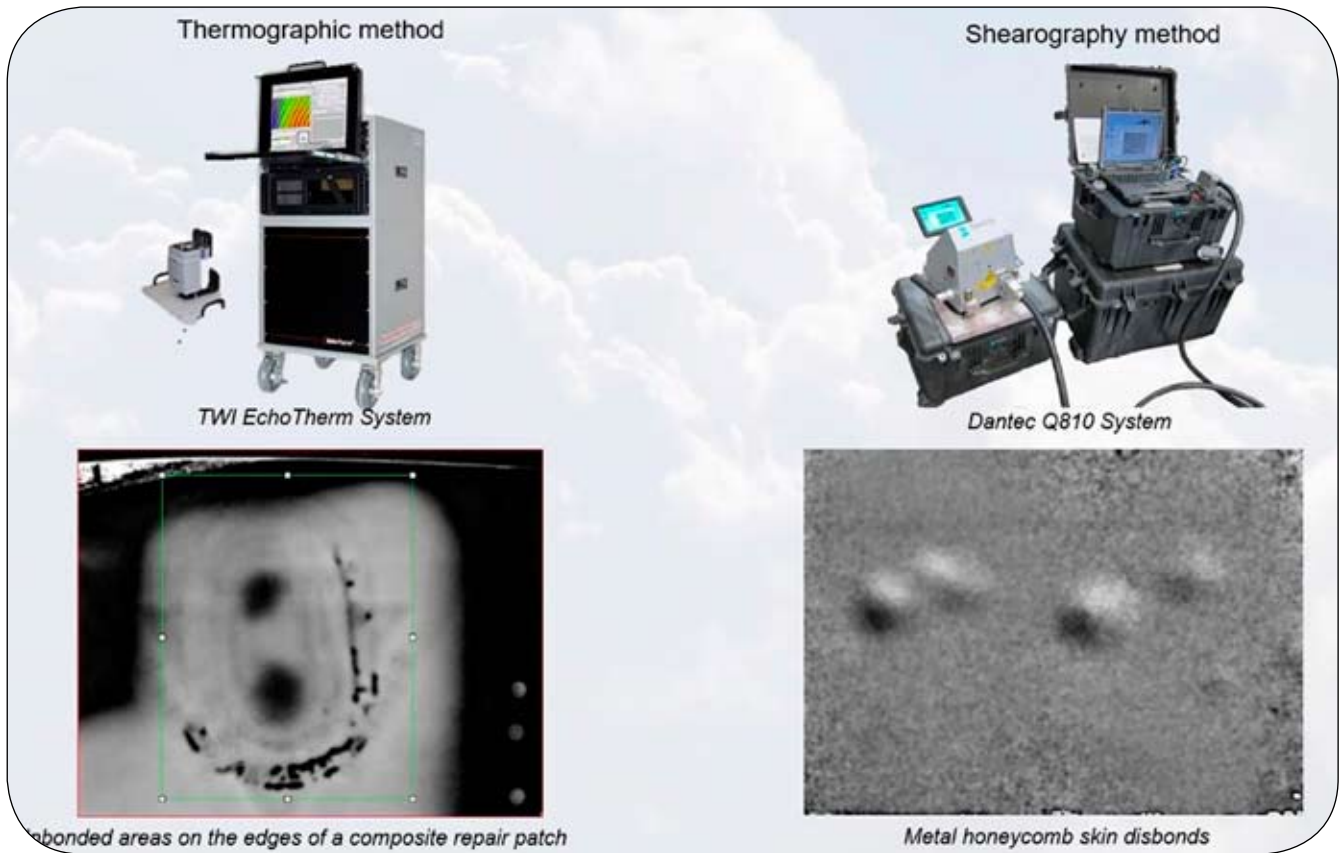
Reasumując, konferencja była kolejnym ważnym wydarzeniem w dziedzinie badań wytrzymałości konstrukcji lotniczych. Mimo iż odbyła się w formie on-line, pozwoliła na wymianę doświadczeń i wiedzy a jako szczególnie cenny efekt należy uznać konsolidację środowisk naukowego, przemysłowego oraz biznesowego.



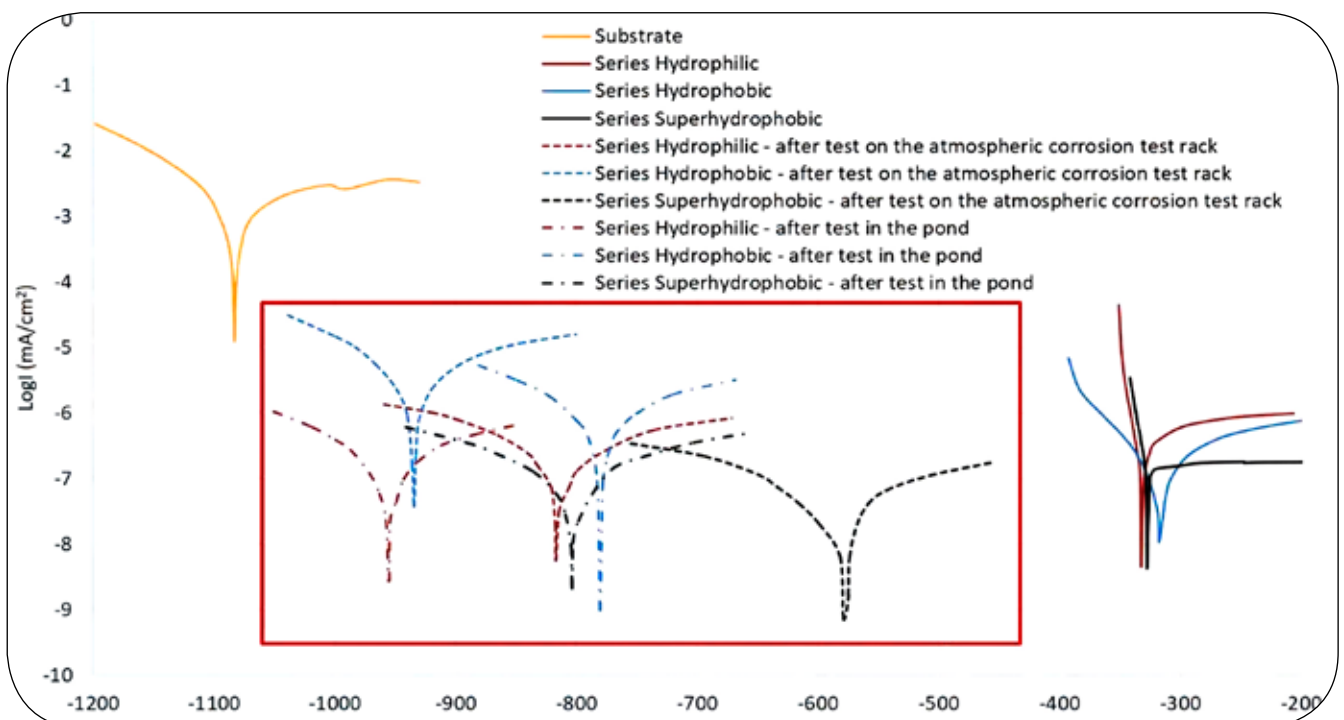
Rys. 3. Wizualizacja modelowania korozji wżerowej w próbce. Wżery o średnicy 2 mm, głębokości 2 mm (ITWL)



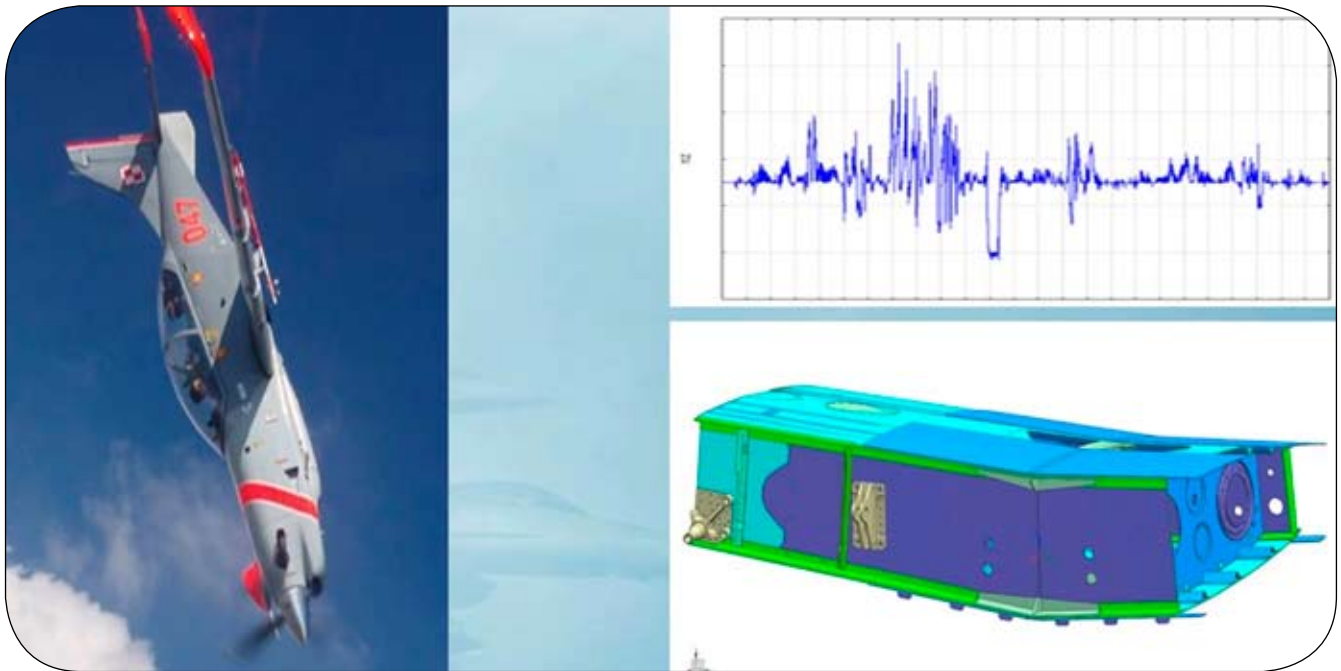
Rys. 4. Badania górnej pokrywy wlotu silnika turbodrzutowego metodą shearografii (ITWL)



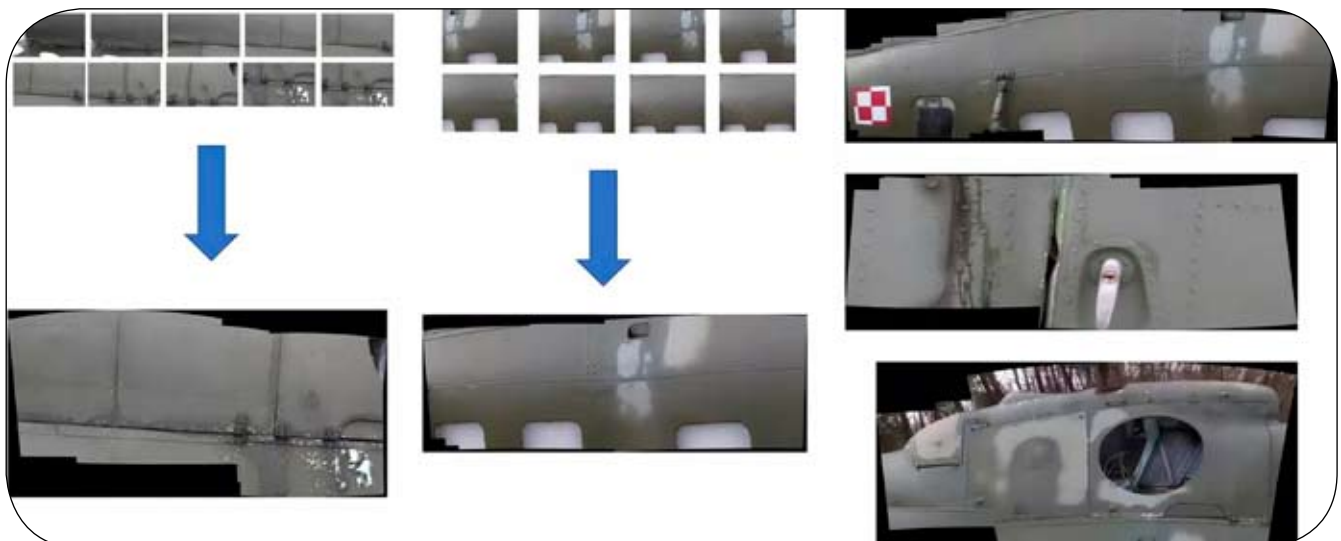
Rys. 5. Wyniki oceny kompozytowych pakietów naprawczych zastosowanych do naprawy poszycia śmigłowca Mi-24 przeprowadzonej dwiema metodami (ITWL)



Rys. 6. Wyniki badań odporności korozyjnej badanych próbek, w różnych środowiskach (ITWL)

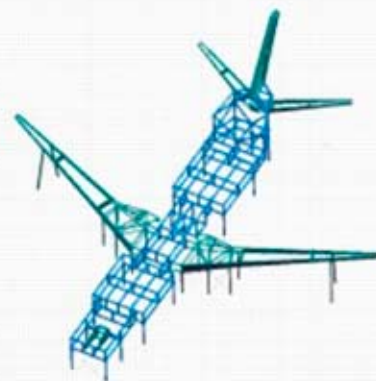


Rys. 7. Badania uszkodzeń zmęczeniowych elementów struktury samolotu PZL 130 Orlik na rzecz wyznaczenia współczynnika intensywności naprężeń



Rys. 8. Wyniki badań zużycia i uszkodzeń zewnętrznej struktury statku powietrznego z wykorzystaniem UAV

- Konstrukcja płatowca lub śmigłowca
- Ciśnienie w kadłubie i kokpicie
- Obudowa silnika
- Test obciążeniowy uruchamiania klap i listew
- Podwozie
- Badanie układu hydraulicznego
- Test kalibracji obciążenia
- Integralność strukturalna statku powietrznego
- Iron Bird



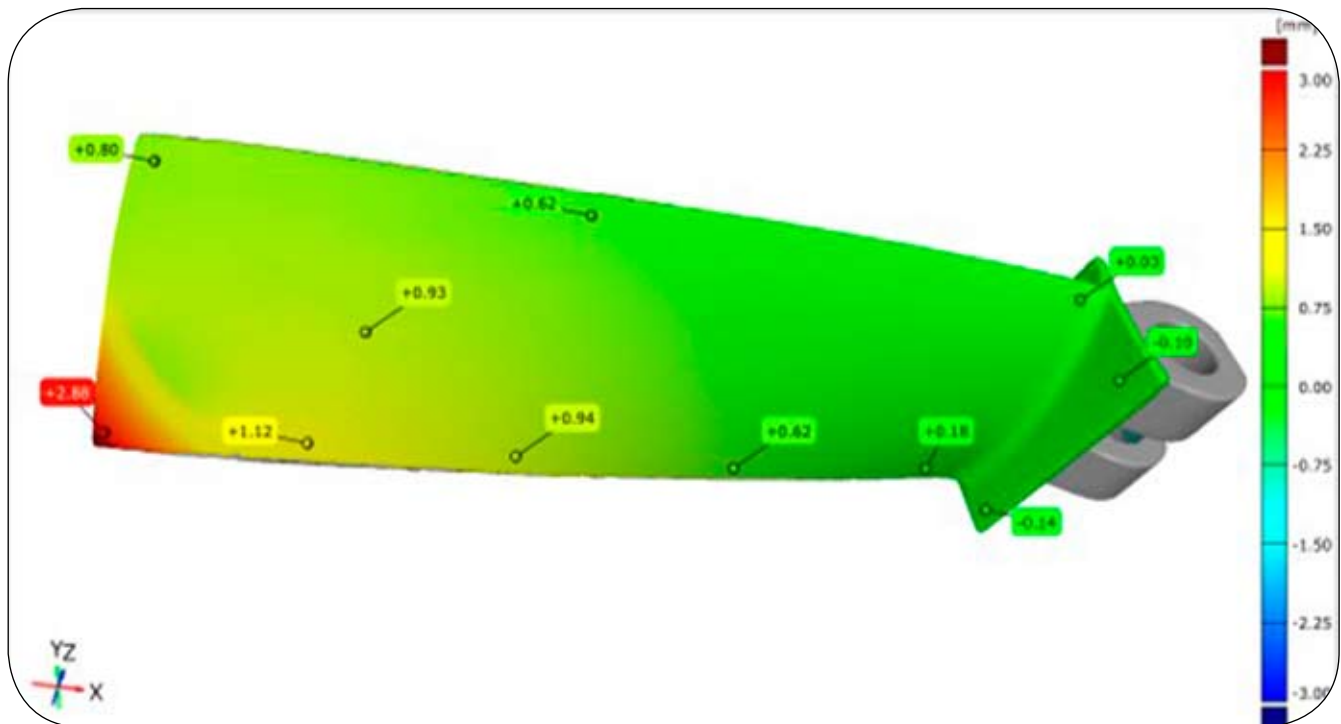
ELHYS

MOOG

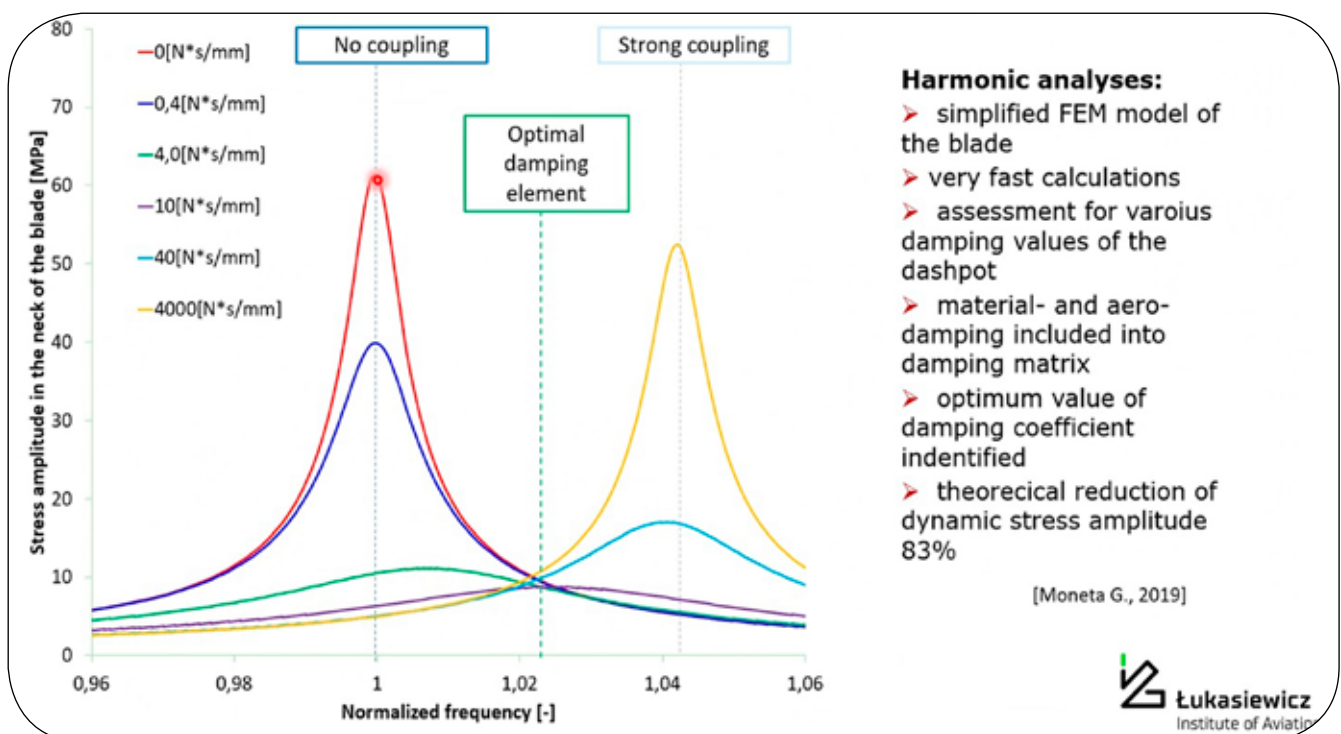
Rys. 9. Możliwości i zakres badań pełnoskalowych w wykorzystaniu systemu MOOG formy Elhys



Rys. 10. Wyniki badań podwozia przedniego samolotu I-23 Manager na stanowisku zrzutowym Instytutu Lotnictwa w Warszawie



Rys. 11. Wyniki pomiaru zużycia łopatki sprężarki silnika turbodrzutowego metodą GOM (Państwowa Akademia Nauk Stosowanych w Chełmie)



Rys. 12. Wyniki analizy częstotliwościowej tłumienia ciernego drgań łopatki turbiny silnika turbodrzutowego SO-3W (Instytut Lotnictwa, Warszawa)



Świdnik AirFestival 2023

MARTYNA BAWOLSKA

Państwowa Akademia Nauk Stosowanych w Chełmie

Fotografie: KACPER KOWALCZYK

Dnia 4 czerwca 2023 r. Świdnik AirFestival powrócił po przerwie. Było to wydarzenie, na które wielu entuzjastów lotnictwa czekało z niecierpliwością. Tego dnia, od godziny 12:00 do 22:00 niebo wypełniło się pokazami najlepszych pilotów i grup akrobacyjnych. Trzecia edycja festiwalu zgromadziła aż 30 tysięcy widzów. Wśród 49 wystawionych maszyn znalazły się samoloty, śmigłowce, motoszybowce i motoparalotnie. Występy rozpoczęły się od desantu 30 spadochroniarzy z samolotów An-2 (rys. 1).

Samolot An-2 był najdłużej produkowanym seryjnie samolotem na świecie – od oblotu w 1947 r. nieprzerwanie do 1989 r. Jest to samolot o konstrukcji mieszanej, kadłub półskorupowy, płat metalowy, dwudźwigarowy, pokryty płótnem za pierwszym dźwigarem. Samolot jest napędzany 9-cylindrowym silnikiem gwiazdowym PZL ASz-62IR (w polskiej wersji) o mocy 1000 KM. An-2 ma na koncie wiele wyczynów lotniczych, takich jak przeloty: dookoła świata (1997 r.), nad Biegunem Północnym czy nad południowym Atlantykiem.

W dalszej części festiwalu zaprezentowali się wybitni piloci z Polski i Europy, w tym Łukasz Czepiela, Artur Kielak, a także grupy akrobacyjne ORLEN Żelazny Team i Aero-SPARX oraz zespoły spadochronowe i motoparalotniowe. Łukasz Czepiela zaprezentował pokaz na samolocie Carbon Cub (rys. 2). Samolot ten jest nowoczesną wersją klasycznego dwupłatowca PiperCub, używanego podczas II wojny światowej. Carbon Cub jest lżejszy, mocniejszy i szybszy niż jego pierwowzór dzięki zastosowaniu kompozytów węglowych i silnika o mocy 180 KM.

Słowacka grupa ReteroSky Team zaprezentowała pokaz będący rekonstrukcją bitwy lotniczej (rys. 3). Zastosowanie pirotechniki wzbogaciło występ i pozwoliło publiczności przeżyć na żywo sytuacje, które wcześniej tylko oglądano w filmach historycznych. Retro Sky Team to grupa, która prezentuje loty na samolotach Zlin Z226 i 526, Jak-52 czy Antonow An-2. 4 Zliny ucharakteryzowano na repliki niemieckich Messerschmittów Bf 109, a jeden na radzieckiego MiGa-3. Stronę radziecką prezentują również Jak-52 i An-2.

Marek Choim wystąpił z wiązką akrobacji na samolocie Extra 300 SC. Samolot Extra 330 SC jest jednomiejscowym samolotem akrobacyjnym, zaprojektowanym przez inż. Waltera Extra (rys. 4). Jest to ulepszona wersja samolotu Extra 300, z mocniejszym silnikiem i lżejszą konstrukcją.

Samolot ma wolnonośne skrzydła o obrysie trapezowym, z profilem symetrycznym i zerowym kątem zaklinowania. Skrzydła są wykonane z kompozytu węglowego i pokryte włóknem szklanym. Skrzydła mają niewielki dodatni wznios i są wyposażone w większe niż w poprzednich modelach lotki, które umożliwiają szybkie manewry. Napęd samolotu stanowi silnik tłokowy Lycoming AEIO-580-B1A o mocy 330 KM (246 kW). Silnik jest chłodzony powietrzem i ma sześć cylindrów w układzie przeciwsobnym, tzw. boxer.

Wśród maszyn biorących udział w pokazach były również odrzutowce Lim-2 i TS-11 Iskra. Konstrukctorem Iskry był inż. Tadeusz Sołtyk. TS-11 Iskra to pierwszy polski samolot z napędem odrzutowym, skonstruowany w 1957 r. (rys. 5). Do dziś przez wiele osób Iskra uznawana

jest za najlepszą polską konstrukcją lotniczą wszech czasów. Od jej pierwszego lotu minęło już 60 lat, a przez 24 lata produkcji Iskry zakład PZL WSK Mielec wyprodukował 424 jej egzemplarze. Prędkość lotu Iskry wynosi 730 km/h, choć jej najwyższy dotąd osiągnięty wynik to aż 839 km/h! Dzięki zbiornikom paliwa o pojemności ponad 630 litrów, samolot TS-11 ma zasięg około 1200 km. Jest zdolny osiągnąć pułap lotu od 10 do 11 km, a prędkość wznoszenia, w zależności od wersji wykorzystanego silnika SO-3, wynosi 14–16 m/s. Pod koniec lat 60. osiągi samolotu robiły wrażenie.

Samolot LIM-2 (Licencyjny Myśliwiec, rys. 6) to jednomiejscowy średniopłat o konstrukcji całkowicie metalowej, produkowany w Polsce na podstawie licencji samolotu MiG-15bis. Na pierwszych 100 samolotach zabudowano oryginalne radzieckie silniki WK-1A, a w następnych polskie odpowiedniki licencyjne LIS-2. Jest to silnik turbodrzutowy ze sprężarką odśrodkową, dziewięcioma komorami spalania i jednostopniową turbiną. Skrzydło jednodźwigarowe z dźwigarem pomocniczym, ze skosem 35° i wzniosem ujemnym 2° wyposażone są w kłapy i lotki. Na górnej powierzchni skrzydła znajdują się grzebienie aerodynamiczne (deflektory) ustawione po dwa na każdej połowce – równoległe do osi podłużnej samolotu. Zastosowanie grzebieni ma na celu zapobieżenie skośnemu spływowi strug wzdłuż skrzydła i poprawienie skuteczności lotek. Ogółem powstało 500 egzemplarzy LIM-2 w 19 seriach, a ich produkcja zakończyła się 23 listopada 1956 r.

Pokazany na rys. 7 szybowiec SZD-30 Pirat powstał w Szybowcowych Zakładach Doświadczalnych w Bielsku Białej. Jest to szybowiec treningowy i pomimo prawie 60 lat w powietrzu, szybowiec Pirat nadal używany jest w celach szkoleniowych. Praktycznie każdy licencjonowany pilot szybowcowy miał okazję wykonać przelot tym szybowcem. SZD-30 Pirat to jednomiejscowy szybowiec w ukła-



Rys. 1. Samoloty Antonov An-2 lecące w szyku. Od góry An-2 Aeroklubu Świdnik, An-2 Aeroklubu Radawiec oraz dobrze znany An-2 Wiedeńczyk

dzie grzbietopłata z drewnianym kadłubem o konstrukcji półskorupowej, w części przedniej wykonany z kompozytu. Podczas konstruowania Pirata zastosowano wiele nowych rozwiązań, takich jak trójdzielny płat, ułatwiający hangarowanie, pomysłowy sposób łączenia centroptata z kadłubem za pomocą dwóch długich cylindrycznych sworzni poziomych czy po raz pierwszy w polskim szybowcu usterzenie wysokości w układzie T.

Bölkow Bö-105 to legendarny śmigłowiec, który zrewolucjonizował lotnictwo. Jest to lekka maszyna z dwoma silnikami i czterołopatowym sztywnym wirnikiem nośnym wykonanym z kompozytu oraz półsztywnym dwułopatowym śmigłem ogonowym.

Zespół napędowy stanowią dwa silniki Allison 250-C20B. Konstruktorzy niemieckiego wiroplata wprowadzili wiele innowacyjnych rozwiązań – jak na swoje



Rys. 2. Łukasz Czepiela wykonujący pokaz swoim samolotem Carbon Cub



Rys. 3. Słowacka grupa rekonstrukcyjna Retro Sky Team prezentująca podniebny spektakl, przedstawiający bitwę lotniczą



Rys. 4. Marek Choim wykonuje pokaz na samolocie Extra 330SC. Przy tym połączeniu nie mogło zabraknąć efektownych smug kolorowego dymu



Rys. 5. TS-11 Iskra



Rys. 6. Samolot LIM-2 w locie



Rys. 7. Klasyk polskiego nieba: SZD-30 Pirat w otoczeniu dymu pochodzącego z fascynujących pokazów



Rys. 8. Piloci śmigłowca Bölkow Bö-105 szykują się do wieczornych pokazów z wykorzystaniem pirotechniki



Rys. 9. Samolot Boeing Stearman pilotowany przez Norberta Kasperka

czasy. Jednym z nich było zaprojektowanie nowego typu sztywnej głowicy wirnika nośnego, która dała śmigłowcowi zwrotność i możliwość wykonywania akrobacji niedostępnej dla innych śmigłowców, np. lot odwrócony. Rozwiązania techniczne zastosowane w Bölkow Bö-105 wyprzedzały epokę i do dziś budzą podziw, stanowiąc wzory do naśladowania. W sumie wyprodukowano i wprowadzono do eksploatacji 1406 śmigłowców Bölkow Bö-105 dla różnych użytkowników w 55 krajach na całym świecie.

Podczas pokazów w Świdniku śmigłowiec Bölkow Bö-105 pilotowany przez doświadczonych lotników zaprezentował niebywały pokaz w locie z użyciem efektów pirotechnicznych (rys. 8).

Boeing (Stearman) PT-17 został sprowadzony do Polski w 2007 r. Przed sprowadzeniem do Polski wyszkoliło się na nim wielu pilotów, a nalot ogólny osiągnął 4000h. Pierwszy projekt tego dwupłata powstał w 1933 r. jako samolot szkolenia podstawowego dla pilotów-rekrutów dla amerykańskiej US Air Force. Charakteryzuje się wysokim położeniem środka ciężkości i krótkim dziobem, co przy układzie podwozia z kółkiem ogonowym czyni ten samolot dość trudnym, szczególnie podczas lądowania. Samolot w wersji PT-17 napędzany był 7-cylindrowym silnikiem w układzie gwiazdowym Continental R-670-5 o mocy 164 kW (223 KM). Jest to najstarszy samolot w polskim rejestrze. Na świdnickim niebie Stearman przy-



Rys. 10. Polska grupa pokazowa Flying Dragons

pomniał złoty wiek lotnictwa, a to dzięki kunsztowi pilota – Norberta Kasperka (rys. 9).

Gdy słońce zaczęło zachodzić, festiwal nie zwolnił tempa. Pokazy nocne rozświetliły niebo, oferując zupełnie nową perspektywę na lotnicze akrobacje. Światła i pirotechnika dodały magii do już i tak elektryzującej atmosfery. Nasza rodzima grupa pokazowa Flying Dragons, składająca się z 6 pilotów latających na skrzydłach Dudek Paragliders Snake 1.2. rozświetliła nocne niebo wspaniałymi pokazami pirotechnicznymi (rys. 10). Towarzysząca pokazowi muzyka dodała niepowtarzalnego charakteru wydarzeniu, hipnotyzując oczarowanych światłami widzów. Grupa Flying Dragons zaprezentowała motoparalotnie o powierzchni skrzydła 18–20m², które z paliwem, spadochronem zapasowym, światłami oraz pirotechniką ważą 45 kg. Silnik Techno-Fly Tornado 280 rozwija moc 32 KM, zużywa około 4 litrów paliwa na godzinę i zapewnia osiągnięcie prędkości lotu do 65 km/h.

Wieczór zwieńczyła formacja AeroSPARX. Jest to jedyny zespół na świecie, który łączy latanie formacji, akrobację lotniczą i pirotechnikę nocną (rys. 11). Pokaz ten zakończył tegoroczny Świdnik AirFestival, pozostawiając widzów w niesamowitym nastroju. Występ zrobił ogromne wrażenie na publiczności, która nie mogła oderwać wzroku od pokazów na niebie. Emocje, jakie wzbudził pokaz, nie ustępowały przez bardzo długi czas, bowiem było to prawdziwe dzieło sztuki na nocnym niebie.



Rys. 11. Występ formacji AeroSPARX

Szybowiec amatorski Czajka II – nowe dzieło Jerzego Gruchalskiego

TOMASZ MURAWSKI



Rys. 1. Szybowiec przejściowy Czajka II z 1932 r. Taki sam szybowiec powstaje w Ślesinie pod Koninem w warsztacie Jerzego Gruchalskiego

Po zbudowaniu i oblataniu w połowie 2022 r. repliki szybowca szkolnego Wrona, Jerzy Gruchalski, znany lotniczy konstruktor amator, postanowił zbudować kolejną latającą replikę szybowca z przedwojennej „stajni” Antoniego Kocjana, mianowicie Czajkę II, tak zwaną „papierówkę”. Jest to szybowiec trochę już wyższej klasy niż Wrona, a tym samym bardziej skomplikowany i zaawansowany w konstrukcji, jak i budowie. Plany szybowca opracował Tomasz Murawski, korzystając z zachowanej dokumentacji technicznej szybowca o podobnym charakterze i właściwości w locie, WWS-1 Salamandra, którego to rysunki opracowane po wojnie zachowały się do dziś. Masy wyjściowe i właściwości w locie nieomal się pokrywają w tym przypadku, albowiem były to szybowce klasy przejściowej, w przedwojennej klasyfikacji typów szybowców. Założona masa własna szybowca jest tylko troszkę większa od Wrony, tym samym będzie ją można zarejestrować i oblatywać bez większych formalności, na zasadzie rejestracji Wrony. Póki co czekamy na zakończenie budowy.

Szybowiec Czajka zaprojektował w 1931 r. Antoni Kocjan, przedwojenny konstruktor szybowców i motoszybowców. Początkowo zbudowano parę egzemplarzy w Sekcji Lotniczej Politechniki Warszawskiej na Okęciu – przyszłej spółce DWL-RWD – następnie już budowa ich była prowadzona w Warsztatach Szybowcowych Kocjana. Szybowiec ten miał konstrukcję całkowicie drewnianą. Początkowo szybowiec nie miał kabinki, następnie już jako

Czajka II została wyposażona w nałożoną na stałe kabinę wykonaną z lamelowanych listew sosnowych i obciągniętą płótnem. Szybowiec ten miał też rewelacyjnie zaprojektowane skrzydła, w postaci jednodźwigarowej konstrukcji z przednim kesonem pracującym. Była to w tym czasie nowość w Polsce pod względem konstrukcji.

Pokryty grubą sklejką keson był sztywny i odporny na skręcanie, Idea polegała na tym, że drewno i sklejka mają różne właściwości wytrzymałościowe w zależności od położenia włókien. Sosna jest sztywniejsza wzdłuż włókien niż sklejka naprężana pod kątem 45° do warstwy zewnętrznej, natomiast sklejka jest sztywniejsza niż sosna, ma większy współczynnik sprężystości E, jeśli jest naprężana wzdłuż słoju. W tym układzie wytrzymałościowym oba te materiały idealnie współpracują ze sobą: cały moment gnący przejmują sosnowe pasy dźwigara, a całe skręcenie skrzydła przejmuje sklejka – keson. Tym samym od razu Kocjan wpisywał się swoją Czajką w światową czołówkę, jak też był pierwszym w Polsce stosującym to rozwiązanie. Na skrzydła wybrał super nośny profil G-535.

W znanej szkole szybowcowej w Bezmiechowej pobito na nim kilka rekordów w locie. Sam szybowiec służył do wykonywania lotów termicznych i czasowych do uzyskania kategorii 3 szybowcowej.

Czajki były masowo produkowane w Polsce, jak też i na świecie z licencji, m.in. budowane były na zasadzie licencji w Estonii, Finlandii, Jugosławii, Palestynie, jak też przez amatorów konstruktorów. W sumie zbudowano ich ponad

120 sztuk, niestety do dziś nie zachował się żaden egzemplarz tego szybowca.

Dzisiaj, po prawie 2 latach pracy, pełnej pasji i niesłychanej cierpliwości w wykonywaniu poszczególnych drewnianych części, niezwykle precyzyjnie przyciętych i fachowo klejonych, zbudowany jest już cały kadłub i usterzenia Czajki, pozostało jedynie zbudować najważniejsze części szybowca – skrzydła. Żeberka Czajki zostały zbudowane wcześniej, teraz będą budowane dźwigary. Większość metalowych okuć, które wykonuje w całości Jerzy, są już praktycznie gotowe. Wymagały umiejętnego spawania, z zachowaniem norm lotniczych. Po opłótnieniu skrzydeł i usterzeń, dokonaniu ważenia i niwelacji, szybowiec będzie gotowy do oblotu, którego dokona jak mam oblatywacz repliki Wrony – pilot Michał Ombach, nie mniej oddany i niezwykle entuzjastycznie nastawiony dla tego typu przedsięwzięć. Szybowcem Czajka zainteresował się też niedawno Adam Sikorski, który po zawieszeniu znanego i cenionego telewizyjnego programu historycznego „Było nie minęło”, postanowił otworzyć własny kanał na platformie internetowej YouTube, z zachowaniem dotychczasowej formuły. Budowany szybowiec Czajka będzie bohaterem jednego z pierwszych pilotażowych odcinków.

Po zbudowaniu i oblataniu Czajki, jak zapewnia Jerzy, będzie kontynuacja budowy latającej repliki szybowca Orlik Olimpijski, zaczęta w 2016 roku. Na ten budowany szybowiec zwrócone są bowiem cały czas oczy całego szybowcowego, i nie tylko, świata lotniczego. Jedyne zachowane szybowiec tego typu z 1939 r., znajduje się do dzisiaj w USA w Muzeum Szybownictwa w Elmirze. Niestety już nie lata...



Rys. 2. Gotowy ster kierunku Czajki II. Fot. Jerzy Gruchalski



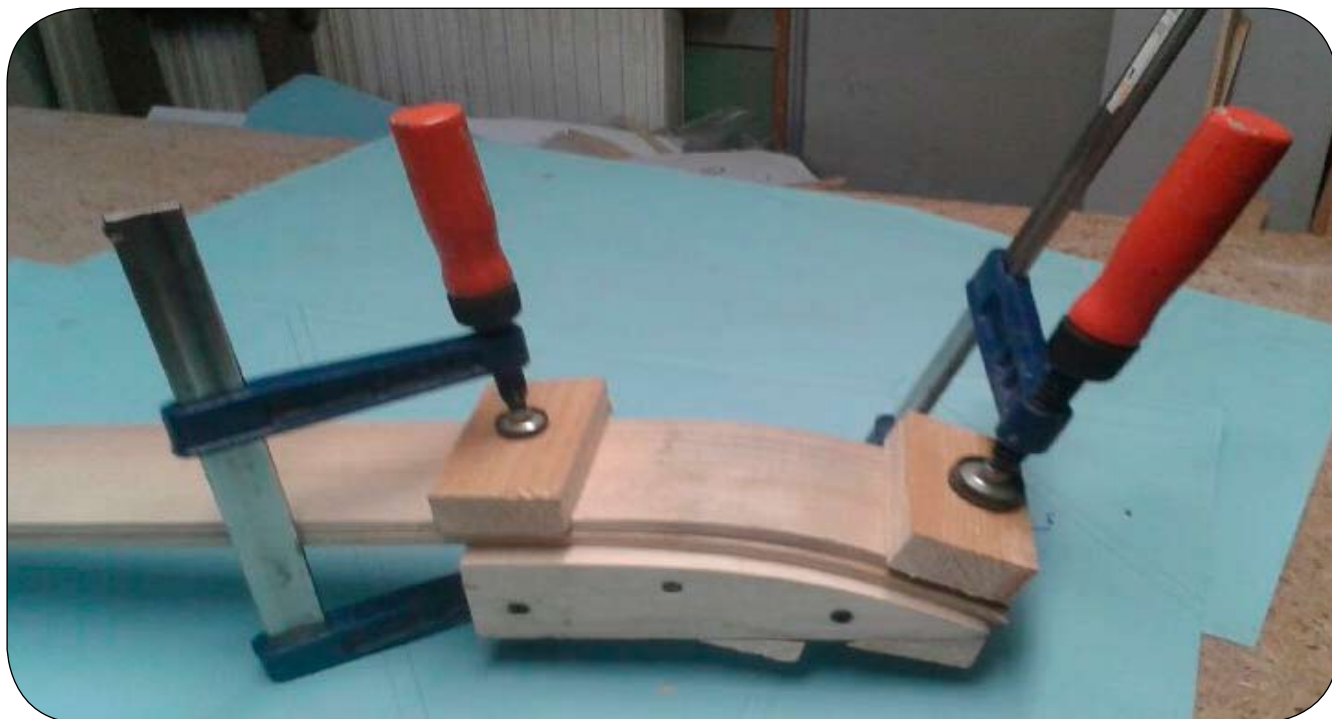
Rys. 3. Kompletny kadłub szybowca Czajka II. Kabinka była kryta płótnem. Fot. Jerzy Gruchalski



Rys. 4. Tył kadłuba z usterzeniami. Fot. Jerzy Gruchalski



Rys. 5. Części sterownicy. Fot. Jerzy Gruchalski



Rys. 6. Gięcie na gorąco listew na żebra skrzydła. Fot. Jerzy Gruchalski



Rys. 7. Statecznik pionowy przed sklejeniem. Fot. Jerzy Gruchalski



Rys. 8. Okucia usterzenia poziomego przed malowaniem. Fot. Jerzy Gruchalski



Rys. 9. Pedaty steru kierunku. Fot. Jerzy Gruchalski



Samolot amatorski Jerzyk. Fot. BOGUSŁAW KUŚNIERZ