

PRACE
INSTYTUTU LOTNICTWA
Nr 213/2011

ZAGADNIENIA NAPĘDÓW LOTNICZYCH
Stefan Szczeciński, redaktor wydania

*Kolegium Redakcyjne Instytutu Lotnictwa: Maciej Bossak, Zdobysław Goraj, Marian Jeż,
Agata Urbanowska (Sekretarz kolegium), Antoni Niepokólczycki, Wojciech Potkański,
Kazimierz Szumański (Przewodniczący kolegium), Piotr Wolański, Zbigniew Wołęjsza*

TRANSACTIONS OF THE INSTITUTE OF AVIATION

No. 213/2011

AIRCRAFT POWERPLANT ISSUES

Stefan Szczeciński, editor

Wydawnictwa Naukowe Instytutu Lotnictwa
Al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa, Polska
tel.: (4822) 846 00 11 wew. 442, faks: (4822) 846 44 32
Edycja, redakcja, skład komputerowy: mgr Agata Urbanowska
Druk: ALKOR, ul. Krucza 4, 05-070 Sulejówek, Polska

SPIS TREŚCI

OD REDAKTORA WYDANIA.....	5
P. GŁOWACKI, S. SZCZECIŃSKI: ZAGROŻENIA EKOLOGICZNE WOKÓŁ LOTNISK I MOŻLIWOŚCI ICH OGRANICZANIA	7
W. BALICKI, R. CHACHURSKI, A. KOZAKIEWICZ, S. SZCZECIŃSKI: OBSERWOWANY STAN I TENDENCJE ROZWOJOWE PODSTAWOWYCH CECH I OSIĄGÓW LOTNICZYCH SILNIKÓW TURBINOWYCH	11
J. GODZIMIRSKI: NOWE TECHNOLOGIE LOTNICZYCH SILNIKÓW TURBINOWYCH	22
A. ROWIŃSKI: KADŁUBY I ZESPOŁY NOŚNE SILNIKÓW TURBINOWYCH.....	37
W. BALICKI, R. CHACHURSKI, P. GŁOWACKI, A. KOZAKIEWICZ, J. SZCZECIŃSKI, S. SZCZECIŃSKI: WŁOTY POWIETRZA TURBINOWYCH SILNIKÓW ODRZUTOWYCH I ICH WPŁYW NA WŁAŚCIWOŚCI LOTNE SAMOLOTÓW ORAZ ZAGROŻENIA BEZPIECZEŃSTWA LATANIA.....	47
M. FRANT, A. KOZAKIEWICZ: BUDOWA MODELU UKŁADU WLOTOWEGO SILNIKA F-100-PW-22968 W SAMOLOCIE F-16 NA POTRZEBY ANALIZY POWSTAWANIA WIRU WLOTOWEGO	55
S. KACHEL, A. KOZAKIEWICZ, T. ŁĄCKI, A. OLEJNIK: ZASTOSOWANIE INŻYNIERII ODWROTNEJ DO PROCESU ODTWARZANIA GEOMETRII UKŁADU WLOTOWEGO SILNIKA RD-33 W SAMOLOCIE MIG-29	66
R. CHACHURSKI, P. WAŚLICKI: WYKRYWANIE I SYGNALIZACJA OBLODZENIA STATKÓW POWIETRZNYCH.....	85
R. CHACHURSKI, P. WAŚLICKI: INSTALACJE PRZECIWOBLODZENIOWE I ODLADZAJĄCE STATKÓW POWIETRZNYCH	92
P. BOGUSZEWICZ, S. SALA: BIRD STRIKE — CZYLI ZDERZENIE Z PTAKIEM.....	101
T. DZIUBAK: ANALIZA PORÓWNAWCZA BEZWŁADNOŚCIOWYCH ODPYLACZY DO FILTRACJI POWIETRZA WLOTOWEGO SILNIKÓW SPALINOWYCH	112
R. CHACHURSKI, P. GŁOWACKI, S. SZCZECIŃSKI: METODY ZLICZANIA CYKLI PRACY LOTNICZYCH SILNIKÓW TURBINOWYCH	120
K. FALKOWSKI, Z. GOSIEWSKI, M. HENZEL, P. MAZUREK, M. ŻOKOWSKI: NOWA KONCEPCJA NAPĘDU ROZRUCHOWEGO LOTNICZYCH SILNIKÓW ODRZUTOWYCH..	129
K. KAWALEC: BADANIA SPRĘŻAREK SILNIKÓW TURBINOWYCH.....	142
W. PERKOWSKI: ANALIZA DRGAŃ WAŁU DOPROWADZAJĄCEGO NAPĘD DO PRZEKŁADNI OGONOWEJ ŚMIGŁOWCA IS-2.....	148

Z. GOSIEWSKI, P. MAJEWSKI, M. ŻOKOWSKI: ANALIZA DRGAŃ I BADANIA TRIBOLOGICZNE W DIAGNOSTYCE LOTNICZEGO SILNIKA TURBOŚMIGŁOWEGO	161
K. GOLAK, P. LINDSTEDT: EKSPLOATACYJNE BADANIA STANU ZDATNOŚCI TURBINOWEGO SILNIKA ODRZUTOWEGO	170
R. SABAK: ZESPOŁY NAPĘDOWE BEZZAŁOGOWYCH STATKÓW POWIETRZNYCH	185
P. BOGUSZEWICZ: BADANIA OSIĄGÓW I EMISJI SPALIN SILNIKA LOTNICZEGO FRANKLIN-4A ZASILANEGO PALIWEM AVGAS I E85	189
R. CHACHURSKI, M. GAPSKI: MODELOWANIE TURBINOWYCH SILNIKÓW ODRZUTOWYCH W ŚRODOWISKU GASTURB NA PRZYKŁADZIE SILNIKA K-15	204
W. BALICKI: REALIZACJA OGRANICZEŃ DOPUSZCZALNYCH PARAMETRÓW PRACY W STRUKTURZE UKŁADU AUTOMATYCZNEGO STEROWANIA LOTNICZEGO SILNIKA TURBINOWEGO	212
A. KOZAKIEWICZ: ANALIZA USZKODZEŃ TURBINOWYCH SILNIKÓW ODRZUTOWYCH.....	224
W. BALICKI: PRZETWARZANIE INFORMACJI ZAPISANYCH W REJESTRATORZE EKSPLOATACYJNYM DLA CELÓW DIAGNOZOWANIA STANU LOTNICZEGO SILNIKA TURBINOWEGO	235
A. ROWIŃSKI: DYNAMICZNE OBCIĄŻENIA KADŁUBÓW SILNIKÓW TURBINOWYCH I ICH ZAMOCOWAŃ NA PŁATOWCACH	245
P. GŁOWACKI, S. SZCZECIŃSKI: TURBINOWY SILNIK ODRZUTOWY JAKO ŹRÓDŁO ZAGROZEŃ EKOLOGICZNYCH	252

OD REDAKCJI

Aktualnie obserwuje się intensywny rozwój techniki lotniczej przy jednoczesnym znacznym ograniczeniu liczby poważnych publikacji o samolotach i ich napędach. Brak tych źródeł wiedzy może się odbijać na jakości pracy inżynierów i techników – wykonujących zawód wymagający szczególnej odpowiedzialności, zawód, który jest coraz bardziej deficytowy na całym świecie. Specjaliści ci są potrzebni nie tylko w procesie „tworzenia” nowych konstrukcji, w systemach produkcji, ale też do obsługi rosnącej liczby samolotów i śmigłowców eksploatowanych w transporcie pasażerskim i towarowym oraz w wojsku.

Szczególne miejsce w lotniczych zespołach napędowych zajmują silniki turbinowe. Od ich parametrów pracy, od ciągu wytwarzanego bezpośrednio (silniki odrzutowe) lub za pośrednictwem śmigła, czy wirnika nośnego (silniki śmigłowe i śmigłowcowe) zależą osiągi statków powietrznych a także bezpieczeństwo latania.

Wymagania ekologiczne nakładają na lotnictwo obowiązek ograniczania ilości wydalanych do atmosfery gazów cieplarnianych (głównie dwutlenku węgla) oraz różnego rodzaju toksyn (szczególnie tlenków azotu). Dąży się też do zmniejszenia natężenia hałasu emitowanego przez zespoły napędowe szczególnie w fazie startu i lądowania statków powietrznych. Jeśli do tego uwzględnimy ograniczenia ekonomiczne w postaci dążenia do minimalizacji kosztów produkcji silników, kosztów eksploatacji (głównie paliwa), uzyskania możliwie dużej trwałości i nieomal absolutnej niezawodności działania, to uwidoczni się potrzeba zatrudniania we wszystkich etapach tworzenia i użytkowania lotniczych zespołów napędowych wszechstronnie wykształconych, a przy tym odpowiedzialnych pracowników.

Aktualizowanie stanu wiedzy o lotniczych zespołach napędowych jest „moralną powinnością” pracowników lotnictwa i nauczycieli tej specjalności. A o ciągle rosnącej wadze tej problematyki mogą świadczyć przykłady (ilościowe) wzięte z lotnictwa cywilnego. W największych tłokowych silnikach lotniczych z połowy lat czterdziestych przepływ powietrza rzadko przekraczał 2kg/s, a wiele wdrażanych obecnie silników odrzutowych napędzających samoloty pasażerskie ma zapotrzebowanie powietrza przekraczające 1000kg/s. Moce ich turbin sięgają 100 MW i służą do napędzania wentylatorów i sprężarek (wytwarzania ciągu), a także urządzeń płatowcowych: klimatyzacji, ciśnieniowania kabin, płatowcowych i silnikowych urządzeń odladzających.

Wysokie obciążenia elementów współcześnie produkowanych silników spowodowały wzrost zainteresowania nowymi materiałami konstrukcyjnymi (np. stopy żarowytrzymałe i żaroodporne), w tym takimi, które wymagają domieszek rzadkich pierwiastków. Upowszechniają się niekonwencjonalne technologie, np. zgrzewanie tarciove, wykonywanie mikrootworów wiązką elektronów lub strumieniem wody o bardzo wysokim ciśnieniu. Bez współdziałania specjalistów z różnych dziedzin (również badań podstawowych) nie byłby możliwy widoczny obecnie postęp w zakresie wiarygodnej diagnostyki konstrukcji umożliwiającej ocenę granicy zmęczenia niskocyklowego i trwałości zespołów silnika.

W przedstawianym opracowaniu Czytelnik znajdzie szereg artykułów z „pobocza” (bardzo jednak ważnego) wiedzy silnikowej zaprezentowanych przez specjalistów odpowiednich dziedzin.

ZAGROŻENIA EKOLOGICZNE WOKÓŁ LOTNISK I MOŻLIWOŚCI ICH OGRANICZANIA

PAWEŁ GŁOWACKI, STEFAN SZCZECIŃSKI

Institut Lotnictwa

Streszczenie

W artykule przedstawiono najważniejsze przyczyny i źródła głównych czynników powodujących zakłócenia „normalnego” systemu ekologicznego w strefie lotnisk – a wynikające ze szczególnie intensywnego ruchu i działania różnych urządzeń na niewielkim obszarze powierzchni ziemi i przyziemnej warstwie atmosfery. Działaniom tym towarzyszą skoncentrowany hałas i wydzielanie ciepła w ogromnych ilościach – których przyczyną jest praca turbinowych silników odrzutowych startujących i lądujących samolotów. Z pracą tych silników wiąże się „produkowanie” nie tylko CO₂ i H₂O ale także wiele szkodliwych związków chemicznych jak CO, niespalone HC oraz NO_x w dużych ilościach.

Słowa kluczowe: *ekologia, toksyny, ruch na lotnisku, start samolotu, wentylatorowe silniki odrzutowe*

WPROWADZENIE

Stopień zanieczyszczenia środowiska lotniskowego zależy od skutków działania sprzętu lotniskowego oraz wszelkich służb naziemnych odpowiedzialnych za bezpieczne sprowadzanie samolotów na ziemię i wyprowadzanie pasażerów lub towarów poza lotnisko oraz od najbardziej zauważalnej (hałas!), pracy silników lądujących i startujących samolotów.

Można wyodrębnić zakłócenia ekosystemu lotnisk jako:

- naziemne: promieniowanie elektromagnetyczne (radary, radiostacje), środki chemiczne do mycia i odladzania samolotów, pasów startowych i dróg kołowania, rozlane paliwo i oleje, wzniesienie kurzu, hałas i spaliny wydzielane przez silniki przemieszczających się pojazdów.
- samolotowe: olbrzymie ilości gorących spalin wydzielanych z silników z dużą prędkością, kilkakrotnie większą ilość powietrza doprowadzaną do otoczenia z kanałów zewnętrznych silników z dużą prędkością. Masy powietrza pobieranego z bezpośredniego otoczenia samolotu niszczą nawierzchnię lotniska. Cały ruch powietrza powodowany pracą silników wysusza glebę z otoczenia pasów startowych i dróg kołowania, turbulizuje ruch powietrza a nade wszystko jest źródłem męczącego dla żywych organizmów potężnego hałasu.

LOTNISKOWE ŹRÓDŁA ZAGROZEŃ EKOLOGICZNYCH

Intensywność powstawania lotniskowych zagrożeń ekologicznych w dużym stopniu zależy od organizacji prac i czynności zapewniających pełne bezpieczeństwo lądowania i startowania oraz przemieszczeń samolotów po lotnisku związanych z wyładunkiem i załadunkiem pasażerów i ich bagażu (lub towarów), przeglądem po i przed lotem samolotów, ich sprzątaniem i tankowaniem i.t.d. Powyższe działania wymagają użycia wielu maszyn i urządzeń (w tym ciągników i samochodów). Wszystkie urządzenia muszą spełniać formalne wymogi ochrony środowiska z minimalizacją energochłonności.

Nie mniej urządzenia te są źródłem hałasu a wyposażone w silniki spalinowe emitują także gorące spaliny z ich toksycznymi składnikami jak NO_x, CO, i HC oraz duże ilości CO₂. Należy pamiętać, że stanowią one znikomą ilość w porównaniu do emisji turbinowych silników odrzutowych startujących i lądujących samolotów. Koncentracja ich w jednym miejscu stanowi spore zagrożenie ekologiczne dla znajdujących się w pobliżu ludzi. Warto tu pamiętać, że uzyskanie mocy 1KMz tłokowego silnika spalinowego wymaga zużycia 1g/s powietrza (i tyleż wydalanych spalin). Dla ograniczenia wydalanych spalin dąży się do wymiany silników o zapłonie iskrowym w sprzęcie i pojazdach lotniskowych na znacznie ekonomiczniejsze o zapłonie samoczynnym a w dalszej perspektywie na silniki elektryczne. Coraz powszechniejszy jest pogląd instytucji medycznych i sanitarnych, że spaliny silników (z zawartymi w nich toksynami) są przyczyną astmy, chorób płuc i wątroby oraz różnych odmian raka. Ocenia się także, że 80 milionów Europejczyków jest narażonych na niezdrowy hałas.

SAMOLOTOWE ŹRÓDŁA ZAGROZEŃ EKOLOGICZNYCH

W tej grupie głównymi źródłami skażeń ekologicznych są turbinowe silniki odrzutowe, stanowiące ilościowo wiodący rodzaj napędu samolotów pasażerskich i bojowych. Należy tu wyraźnie stwierdzić, że współczesny dwuprzepływowy (zwłaszcza wentylatorowy) turbinowy silnik odrzutowy to w chwili obecnej wytwór techniczny najwyższej formy sztuki, łączący w sobie najnowsze osiągnięcia technologii, inżynierii materiałowej i elektroniki – wymuszający rozwój tych dziedzin nauki i ich wdrożeń. Skalę rozwoju turbinowych silników odrzutowych charakteryzują wartości takich wskaźników jak ciąg i jednostkowe zużycie paliwa. W latach czterdziestych ubiegłego wieku eksploatowano silniki o ciągu około 800 daN i jednostkowym zużyciu paliwa około 1kg/ daNh. Współcześnie silniki osiągają ciągi rzędu 50000 daN a jednostkowe zużycie paliwa już bliskie 0.28kg/daNh. Co oznacza 60-krotny wzrost ciągu i 5-krotnie większą ekonomiczność silników. Pociąga to za sobą wzrost ich kosztów wytwarzania z około 220 USD za 1 daN ciągu w latach 90 ubiegłego wieku do około 700 USD obecnie. Należy tu dodać, że lotnictwo emituje zaledwie 2%-3% całej emisji gazów cieplarnianych wytwarzanych przez ludzkość. Jednakże istotę szkodliwości stanowi fakt koncentracji zanieczyszczeń na ograniczonym obszarze.

W ciągu trzech pierwszych minut startu i wznoszenia transoceanicznego samolotu pasażerskiego strumień otaczającego powietrza rzędu 200 tys. m³ doznaje przyspieszenia do około 300 m/s a strumień spalin o objętości około 50 tys. m³ doznaje przyspieszenia do około 600 m/s wytwarzając jednocześnie blisko 2 tys. kg CO₂, turbulizując znaczne objętości powietrza w strefie pasów startowych lotniska i ich przestrzennych przedłużeniach.

Dla oceny skali czasu i miejsca występowania tych procesów w ograniczonej strefie lotniska jako przykładem może służyć lotnisko Chopina z około 400 operacjami lotniczymi dziennie skupionymi głównie w godzinach rannych i wieczornych w kilkuminutowych odstępach pomiędzy nimi.

Wprawdzie podczas lądowania zaburzenia atmosfery strumieniem powietrza z kanałów zewnętrznych silników i spalin z kanałów wewnętrznych (i ich temperatura) są mniejsze niż podczas startu i wznoszenia ale czas ich trwania znacząco dłuższy, co nie pozwala ich pominąć w rozważaniach szkodliwego oddziaływania w obszarach lotnisk.

Operacje lotnicze stanowią znaczną uciążliwość dla mieszkańców obszarów przylotniskowych ze względu na częstość i intensywność występowania nużącego hałasu i sumującego się zatrucia powietrza nie tylko z wytworzonych podczas spalania NO_x, CO i HC ale także CO₂.

PODSUMOWANIE

Jest oczywistością, że choć tylko hasłowo tu spisane uciążliwości lotnictwa są od lat już znane to ujawnia się ich coraz większa, spowodowana rozwojem szybkiego lotnictwa pasażerskiego społeczna i ekologiczna „zauważalność”.

Skutkuje to opracowaniem i wprowadzaniem wymogów w postaci odpowiednich norm wymuszających określone granice hałaśliwości startujących i lądujących samolotów oraz zawartości toksycznych składników w spalinach silnikowych.

Już z powyższego wynika, że są to „strzały do jednej bramki”!!! Poprawy w tej dziedzinie należy jedynie szukać w ukierunkowanych modyfikacjach silników. Jednak wiele unowocześnień umożliwiających zmniejszenie zużycia paliwa poprzez wprowadzenie nowych materiałów konstrukcyjnych umożliwiających wzrost temperatury spalin przed turbiną i sprzętu powoduje wyraźny wzrost emisji NO_x w spalinach.

Jednak niektóre zmiany jak np. zastosowanie biopaliw (paliwa odtwarzalne) w dużym stopniu ogranicza utratę równowagi CO₂ w atmosferze i ogranicza ilościową zawartość toksyn w spalinach. Wiele nadziei pokłada się w zastosowaniu jako paliwa gazu łupkowego lub nawet czystego wodoru a także etanolu i metanolu. W tych przypadkach należy bilansować w procesie produkcji tych paliw ilość zużytego węgla do ich np. odparowywania.

Łatwiejsze się wydaje ograniczanie hałaśliwości pracy silników odrzutowych na drodze zmian ukształtowania dysz wylotowych czy ejektorów dodatkowego strumienia powietrza z atmosfery.

Każda ze zmian wymaga wnikliwych badań weryfikujących (we wszystkich zakresach pracy silników i warunkach lotu samolotu) a przede wszystkim głębokiej wiedzy i intuicji konstruktorów w dziedzinie termodynamiki, przepływu gazów i aerodynamiki. Doświadczenie uczy, że zdarzają się przypadki ograniczenia szkodliwego zachowania się maszyny w jednym zakresie pracy a niebezpieczny wzrost w innym.

Tak więc sukcesów w tej dziedzinie można się spodziewać po bardzo wnikliwej ocenie stanu obecnego i szans (np. technologicznych) jego poprawy.

BIBLIOGRAFIA

- [1] ACI Environment Standing Committee 9 March 2005, ACI Documents, Aircraft Noise Rating Index
- [2] AERONOX (1995): Ed. U Schumann. The impact of NO_x emissions from aircraft upon the atmosphere at flight altitudes 8-15 km. Final report to the Commission of European Communities. ISBN 92 826 8281 1.
- [3] Richard L. Altman Alternative Fuels in Commercial Aviation The Need, the Approach, Progress, 32nd Annual FAA Forecasting Conference, 17th March 2007
- [4] ANCAT/EC2 (1998): Global Aircraft Emission Inventories for 1991/1992 and 2015. Report by the ECAC/ANCAT and EC working group. Ed. R Gardener. ISBN 92-828-2914-6, 1998.

- [5] ICAO (1993): International Standards and Recommended Practices, Environmental Protection Annex 16,
- [6] Volume II Aircraft Engine Emissions (second ed.) ICAO, 1993.
- [7] ICAO (2005): International Standards and Recommended Practices, Environmental Protection Annex 16
- [8] Volume I Aircraft Noise (fourth ed.) ICAO, 2005.
- [9] Linda Luther: Environmental Impacts of Airport operations, Maintenance and Expansion April 15, 2007 CRS Report for Congress
- [10] Marian Jeż : Airport Environmental Impact, Institute of Aviation Scientific Library, Warsaw 2007
- [11] Wojciech Kotlarz redakcja: Turbinowe zespoły napędowe źródłem skażeń powietrza na lotniskach wojskowych, Dęblin 2003

OBSERWOWANY STAN I TENDENCJE ROZWOJOWE PODSTAWOWYCH CECH I OSIĄGÓW LOTNICZYCH SILNIKÓW TURBINOWYCH

W. BALICKI*, R. CHACHURSKI**, A. KOZAKIEWICZ**, S. SZCZECIŃSKI*

Instytut Lotnictwa, Wojskowa Akademia Techniczna***

Streszczenie

Początek artykułu stanowi opis stanu wyjściowego podstawowych parametrów termodynamicznych, układów i cech konstrukcyjno – użytkowych turbinowych silników odrzutowych wdrażanych do lotnictwa w końcowej fazie II-ej Wojny Światowej i tuż po niej. Wskazano wpływ pomysłów konstrukcyjnych, nowych materiałów, nowych technologii wytwarzanych części i całych zespołów (modułów), oraz metod badawczych na wzrost osiągnięć silników. Zwrócono uwagę na ograniczenia postępu w tej dziedzinie względami finansowymi kosztów poznawczo – badawczych, dostępnością materiałów konstrukcyjnych, a także kadrami inżynierów i ich nauczycieli, z wymogiem bezpieczeństwa latania i ochrony środowiska.

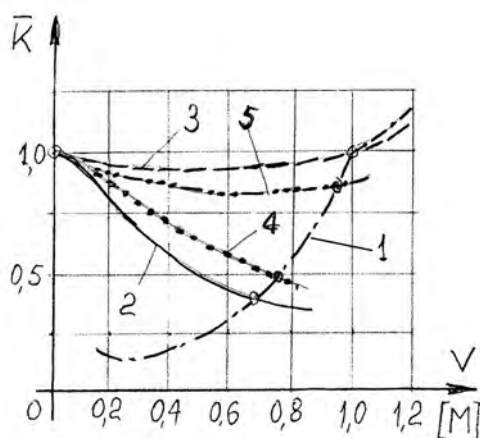
Słowa kluczowe: jedno- i dwuprzepływowość silników odrzutowych, silniki wentylatorowe, rewersory ciągu, wektorowanie ciągu, systemy chłodzenia i luzy wierzchołkowe turbin, trwałość niskocyklowa.

Sensowność realizacji idei bezpośredniego wytwarzania ciągu przez silniki stanowiące napęd samolotów (bez udziału śmigła) uzasadniają przebiegi charakterystyk ciągu śmigieł od prędkości lotu (rys. 1.) z pożądanym dla zespołu napędowego.

Już z tego zestawienia wynika „nieprzystawalność” charakterystyki śmigła do potrzeb samolotu. Z przebiegu prędkościowej charakterystyki śmigła wynika ograniczenie maksymalnej prędkości lotu samolotu, a z analogicznej charakterystyki ciągu silnika odrzutowego – brak takiego ograniczenia oraz znaczne jego nadwyżki w szerokim zakresie prędkości nad ciągiem niezbędnym. Pozwala to na szybsze osiągnięcie i znacznie wyższego pułapu samolotu oraz jego prędkości maksymalnej. Obszar między charakterystykami śmigłową 2 i jednoprzepływowego silnika odrzutowego 3 „zagospodarowuje” się silnikami dwuprzepływowymi:

- o małym stosunku natężeń przepływu w kanałach – bliższych charakterystyce 3,
- o dużym stosunku natężeń przepływu – bliższych charakterystyce 2.

Pierwsze turbinowe silniki odrzutowe, niemieckie Jumo 004 i BMW 003, wprowadzone do lotnictwa bojowego w końcu II-ej wojny światowej, dysponowały ciągiem 900 daN i jednostkowym zużyciem paliwa ponad 1 kg/daNh. Były to silniki ze sprężarkami osiowymi o sprężu nieznacznie przekraczającym $\pi = 3$ oraz temperaturze spalin na wlocie do turbin 1000 K.



Rys. 1. Zależność ciągu niezbędnego 1 do lotu samolotu, ciągu rozporządzalnego turbinowego silnika śmigłowego 2 oraz jednoprzepływowego turbinowego silnika odrzutowego 3 oraz 4 i 5 – silników o różnym stopniu dwuprzepływowości od ustalonej prędkości lotu V wyrażonej liczbą Macha

Tuż po wojnie i do końca lat 50-tych ubiegłego wieku furorę w lotnictwie bojowym świata zrobiły brytyjskie silniki (z „rodziny” Nene) opracowane w firmie Rolls Royce – masowo powielane i modyfikowane w tzw. socjalistycznych krajach jako napęd samolotów MiG-15 i MiG-17. Były to silniki z promieniowymi sprężarkami (z obustronnym wlotem) o sprężu bliskim i temperaturze spalin przed turbinami ok. 1100 K. Dysponowały one ciągami bliskimi 2700 daN przy jednostkowym zużyciu paliwa ok. 1 kg/daNh.

W niemieckich silnikach już stosowano chłodzone powietrzem łopatki kierownic i wirników turbin (z braku dostępności materiałów żaroodpornych i żarowytrzymałych), a w brytyjskich Nene (i w ich „licencyjnych” kopiach) wykorzystywano od początku kobalt w kierownicach turbin i stopy nikłowe w łopatkach wirnikowych.

O dalszym rozwoju lotniczych silników (wyraźnie większym i szybciej wdrażanym w silnikach odrzutowych niż śmigłowych i śmigłowcowych) zadecydowały: zdobywana i rozwijana wiedza w teorii przepływów i procesów spalania z równoległe opracowanymi nowymi materiałami: lżejszymi i mocniejszymi oraz żaroodpornymi i żarowytrzymałymi (i ich pokryciami) a nade wszystko – nowatorskimi pomysłami konstruktorów i technologów.

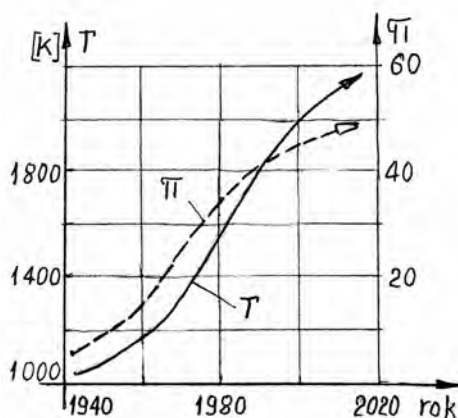
Niewidoczne z zewnątrz osiągnięcia w dziedzinie trwałości i niezawodności działania silników to skutek wypracowania wiarygodnych metodyk diagnozowania w oparciu o zmminiaturyzowane czujniki pomiaru wielu parametrów termoprzepływowych i mechanicznych silnika i ich rejestracji, a także wyboru pojedynczych parametrów – wybranych do ciągłej obserwacji przez załogę np. poziomu drgań silnika.

Zdolność przewidywania kierunków dalszego rozwoju silników wspomaga obserwacja zmian wybranych parametrów od czasu kalendarzowego ich wdrożenia do produkcji.

Na rys. 2. przedstawiono zakresy zmian dwóch ważnych parametrów silnikowych: sprężu π oraz temperatury T spalin na wlocie do turbin¹. W odniesieniu do sprężu w powszechnie stosowanych sprężarkach osiowych początkowy wzrost to doskonalenie aerodynamiki przepływu w przestrzeniach międzyłopatkowych oraz profilów aerodynamicznych piór łopatek, ich liczba na obwodach stopni i liczby stopni w sprężarkach. Dalszy wzrost sprężu to skutek wprowa-

¹Od których zależy efektywność pracy silnika turbinowego – wyrażająca się jego masą, poprzecznymi wymiarami geometrycznymi i zużyciem paliwa.

dzenia naddźwiękowych stopni wlotowych oraz dwuwirnikowych sprężarek oraz nastawnych łopatek ich kierownic. Znacznie trudniejsze jest osiąganie coraz wyższych wartości temperatury spalin na wylocie z komór spalania do turbin. Wzrost dopuszczalnych temperatur dla łopatek kierownic i wirników turbin wykonanych z „klasycznych” metali żaroodpornych i żarowytrzymałych jest zasługą konstruktorów i technologów stosując coraz bardziej wyrafinowane sposoby ich chłodzenia (m. in. stosując wielootworowe rozprowadzenie powietrza chłodzącego po zewnętrznej powierzchni piór łopatek) a także stosując pokrycia zewnętrznych powierzchni piór izolującymi termicznie emaliami ceramicznymi. Ostatnio coraz częściej pojawiają się informacje o zastosowaniu na łopatki cermetali czy wręcz- związków chemicznych metali jak nikiel, chrom, tytan, aluminium oraz niob z pierwiastkami „ceramicznymi” jak np. krzem. Od dość dawna „zadomowiło” się odlewanie łopatek ze stopów żarowytrzymałych w postaci monokryształów oraz ograniczenie temperatury powietrza chłodzącego dostarczanego ze stopni wlotowych sprężarek – zastosowaniem chłodzi².

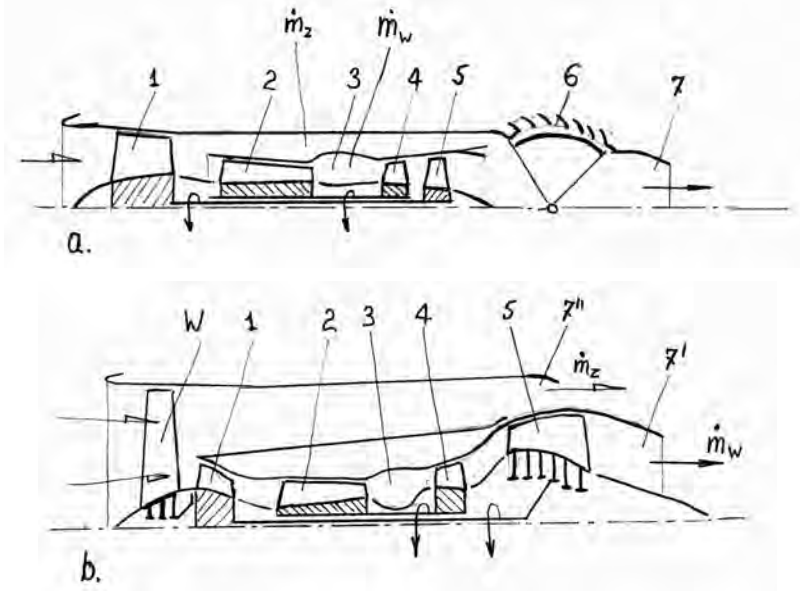


Rys. 2. Zależność sprężu π silnika i temperatury T spalin na wlocie turbin od roku wdrożenia silnika do produkcji

Powyższe doskonalenia silników turbinowych pozwoliły, po początkowych „skokowych” zmianach ich osiągnięć na przełomie lat 60-tych i 70-tych ub. w., na dalszy – już łagodny skutek w postaci zmniejszania masy silników i ich jednostkowego zużycia paliwa. Wyraźniejszy postęp w osiągnięciach silników odrzutowych zaznaczył się wraz z wdrażaniem silników dwuprzepływowych: początkowo w silnikach samolotów bojowych³, następnie w lotnictwie pasażerskim dalekiego zasięgu. W lotnictwie pasażerskim i transportowym, po początkowo „nieśmiałej” ilościowo dwuprzepływowości na poziomie $\dot{m}_z / \dot{m}_w \approx 1...2(2,5)$ i osiągnięciu jednostkowego zużycia od ok. 0,8 do ok. 0,5 kg/daNh, do radykalnie zmienionej konstrukcji (rys. 3.) wprowadzając wentylatorowe dwuprzepływowe silniki odrzutowe o stosunku natężeń przepływu, od ok. 4...5 w początku lat 80-tych ub. w. do obecnych 10 i więcej. Pozwoliło to zminimalizować zużycie paliwa do wartości $\sim 0,3$ kg/daNh.

² Bez użycia chłodziw, ilość powietrza ze stopni wylotowych sprężarki przeznaczonego na chłodzenie turbin sięgałaby 30% powietrza przepływającego przez kanał wytworzycy spalin silnika.

³ W zewnętrznych kanałach przepływowych tych silników strumień powietrza stanowił zaledwie (25...70)% strumienia płynącego przez kanał wewnętrzny. Stanowił on kompromis zmniejszenia zużycia paliwa, zwiększonego gabarytu poprzecznego silnika (ale i ciągu od dopalacza) oraz „rozmazania” śladu termicznego za samolotem – utrudniającego celne trafienie plot. naprowadzanego na podcierwień.



Rys. 3. Schemat dwuprzepływowych silników odrzutowych:

a – o małym stosunku natężeń przepływu \dot{m}_z / \dot{m}_w ;

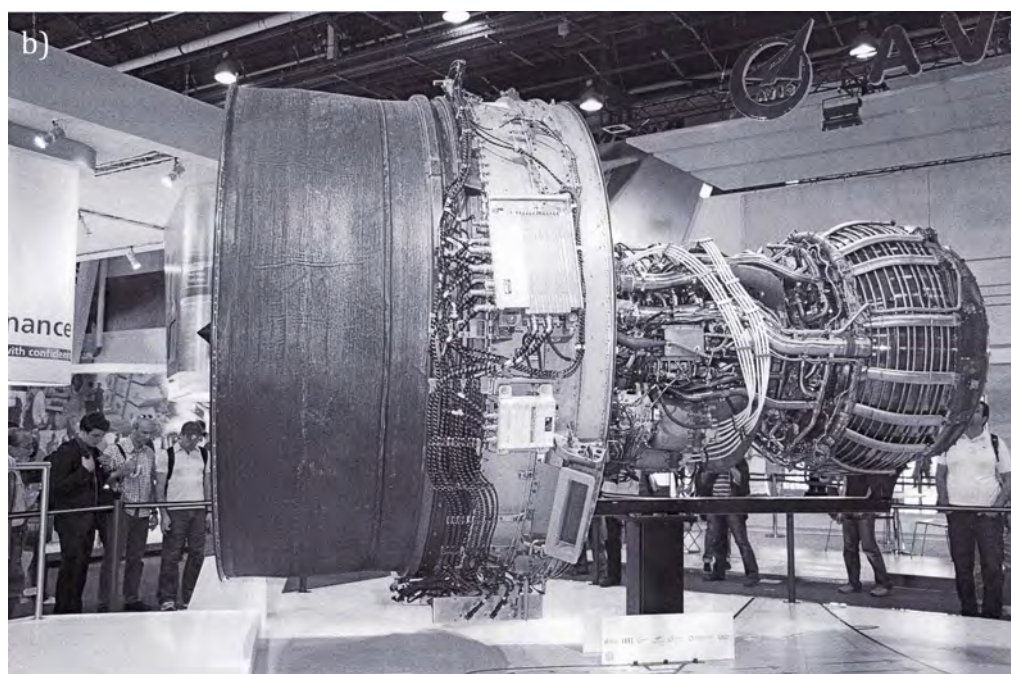
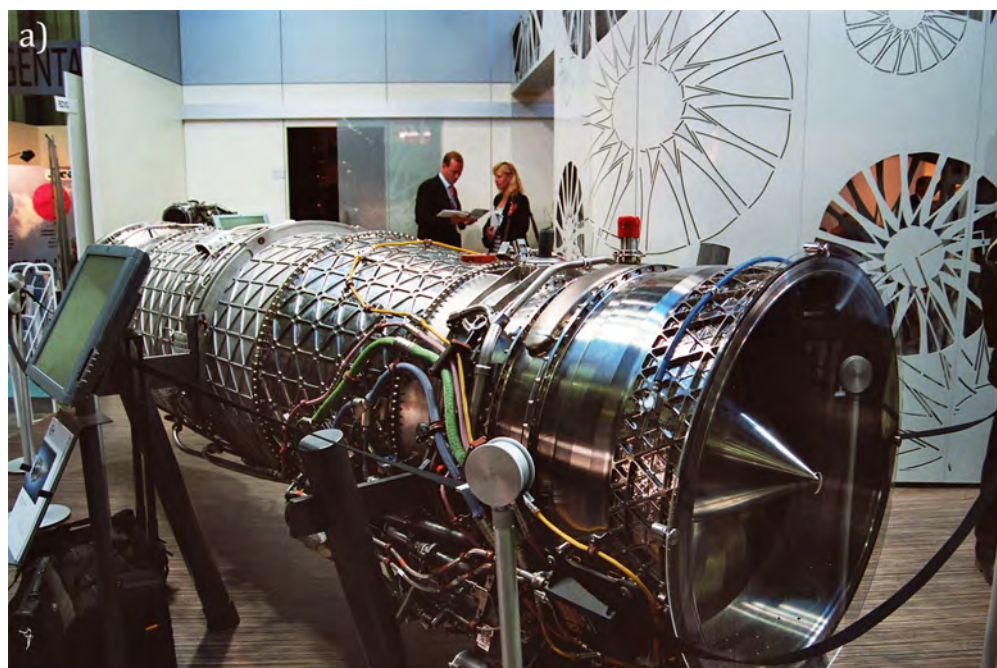
b – wentylatorowy o dużym stosunku natężeń przepływu

- 1 – zespół wentylatora i sprężarki niskiego ciśnienia, 2 – sprężarka wysokiego ciśnienia,
 3 – komora spalania, 4 – turbina napędu sprężarki wysokiego ciśnienia, 5 – turbina napędu wirnika niskiego ciśnienia, 6 – odwracacz ciągu, 7 – dysza wylotowa silnika, 7^{''} – dysza wylotowa spalin,
 7^h – dysza wylotowa powietrza, W – wentylator

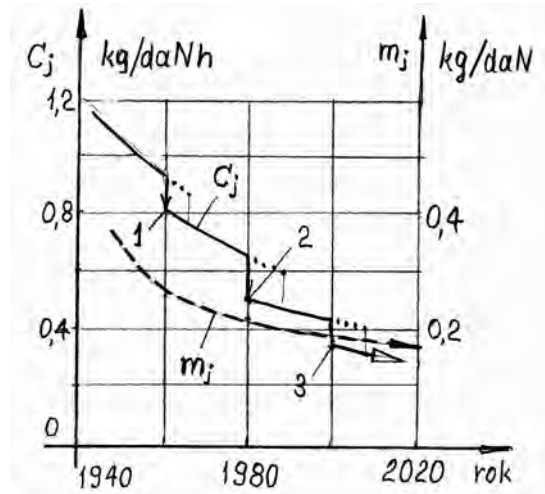
Ogromne koszty wytwarzania lotniczych silników turbinowych dla potrzeb lotnictwa transportowego i pasażerskiego „wymusiło” na producentach ukierunkowanie na produkcję wentylatorowych odrzutowych silników dwuprzepływowych o dużych i bardzo dużych ciągach – na początku ok. 10 000 daN a obecnie od ok. 20 000 daN do wartości przekraczających 33 000 daN. Przykładowe osiągi tej grupy silników – jak i silników wykorzystywanych w lotnictwie bojowym zestawiono w tabelach na końcu artykułu.

Na fot. 1 przytoczono zdjęcia silników starszej i nowej generacji – których wymiary warto ocenić na podstawie sylwetek ludzi widocznych w tle. Należy tu zwrócić uwagę na (wprost niewyobrażalne) natężenie przepływu powietrza pobieranego z atmosfery. Już od ćwierć wieku silniki wentylatorowe pobierały 300...500 (800) kg/s powietrza, a silniki współcześnie wdrażane do lotnictwa pasażerskiego już osiągają wartości bliskie 1400 kg/s (!). Ich podskrzydłowe zawieszanie na płatowcach niewątpliwie spowoduje podwyższoną skłonność do powstania wiru wlotowego.

Opisane wyżej (i nie tylko) permanentne modyfikacje rozwiązań konstrukcyjnych, materiałowych, technologicznych i ... proporcji przepływowych wniosły zyski ekonomiczne w postaci zmniejszonego zużycia paliwa i masy silników oraz ich zwiększonej niezawodności i trwałości. Na rys. 4, z zachowaniem skali czasu jak na rys. 2, przedstawiono charakter i przebiegi osiągania coraz to mniejszego jednostkowego zużycia paliwa (niemały wpływ wniosło, wprowadzone od początku lat 80-tych ubiegłego wieku systemu sterowania minimalnych luzów wierzchołkowych turbin, dostosowywanych na bieżąco podczas lotu samolotu) i mniejszej masy jednostkowej silników – to jest odnoszonej do ich maksymalnego ciągu przy ziemi.



Fot. 1. Dwuprzepływowy silnik odrzutowy
a – silnik samolotu bojowego, b – silnik wentylatorowy o dużym ciągu



Rys. 4. Zależność uśrednionych zmian jednostkowego zużycia paliwa c_j i masy jednostkowej m_j od roku wdrożenia silnika do produkcji.

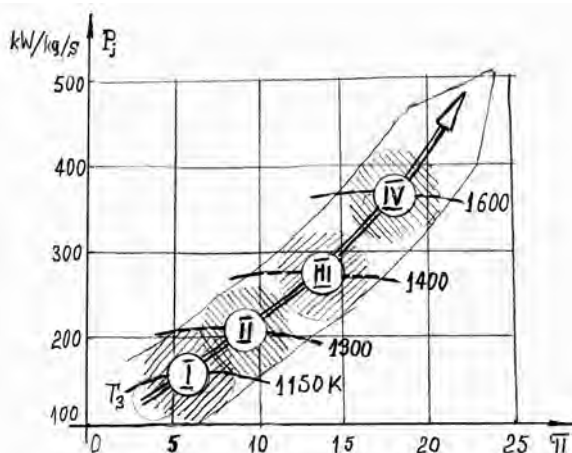
- 1 - wdrożenie dwuprzepływowości silników odrzutowych, 2 - wdrożenie silników wentylatorowych, 3 - wdrożenie silników wentylatorowych o dużym stopniu dwuprzepływowości

Śledząc rozwój turbinowych silników odrzutowych w aspekcie zyskiwanych wartości najważniejszych parametrów (π , T_s , \dot{m}_z / \dot{m}_w) użytkownicy wyróżniają pięć generacji silników. W tabeli 1 przedstawiono przedziały czasowe generacji i uzyskiwane wartości charakterystycznych parametrów oraz przewidywanych do uzyskania w szóstej generacji.

Tabela 1.

L.p.	Numer generacji	Lata	T_3^* [K]	π_s^*	π_w^*	\dot{m}_z / \dot{m}_w
1.	I	1940 - 1950	1000 - 1150	3 - 8	jednowirnikowe	0,0
2.	II	1950 - 1960	1150 - 1250	8 - 15	jednowirnikowe	0,0
3.	III	1960 - 1970	1250 - 1450	15 - 20	~ 2,4	< 2,5
4.	IV	1970 - 1985	1450 - 1650	25 - 35	~ 1,7	< 8,0
5.	V	1985 - 2005	1650 - 1900	32 - 52	~ 1,6	< 15,0
6.	VI	2005 - 2025	1900 - 2050	52 - 62	~ 1,3	< 30,0

Rozwój konstrukcji turbinowych silników śmigłowych i śmigłowcowych był (i jest) ściśle uzależniony od możliwości zwiększania sprężu silnika i temperatury spalin przed turbiną. Jest to utrudnione ze względu na znaczną miniaturyzację części tych silników – w porównaniu np. z wentylatorowymi silnikami odrzutowymi. Obserwacja (od przeszło pół wieku) rozwoju osiągnięć tych silników pozwoliła na wyróżnienie czterech generacji (rys. 5.).



Rys. 5. Zależność mocy jednostkowej P_j turbinowych silników śmigłowych (śmigłowcowych) od sprężu i temperatury spalin T_3 przed turbiną I – silniki pierwszej generacji, II – silniki drugiej generacji, III – silniki trzeciej generacji, IV – silniki czwartej generacji

W I-ej generacji silników pracowały one przy temperaturach spalin $T_3 \approx 1150\text{K}$ i sprężu $\pi \approx 5...9$. Silniki tej generacji osiągały zużycie paliwa na poziomie $\sim 0,35\text{ kg/kWh}$, a moce jednostkowe (z jednego kg/s powietrza) $\sim 130...180\text{ kW/kg/s}$. W II-ej i III-ej generacji wzrost mocy jednostkowej i zmniejszanie jednostkowego zużycia paliwa osiągnano wzrostem sprężu do wartości $\pi \approx 13...16$ i temperatury spalin do 1500 K . Mając na względzie współczesny postęp w osiąganiu sprężu nawet $\pi \approx 20$ w sprężarkach osiowo-promieniowych, diagonalnych lub dwustopniowych promieniowych i możliwość wykorzystywania materiałów żarowytrzymałych w temperaturze $T_3 \uparrow 1700\text{ K}$ można się spodziewać, że IV generacja da szansę uzyskiwania mocy jednostkowych na poziomie 400 kW/kg/s przy jednostkowym zużyciu paliwa $\sim 0,25\text{ kg/kWh}$ – to jest o wartościach porównywalnych z uzyskiwanych w lotniczych silnikach tłokowych ostatniej wojny światowej – przy znacznie mniejszej masie i objętości gabarytowej silników turbinowych.

Dotychczasowe doświadczenia wskazują, że oprócz skokowych zmian w konstrukcji silników odrzutowych jak dwu- i trójwornikowość, dwuprzepływowość, dopalacze i odwracacze ciągu czy oddzielna turbina napędowa w silnikach śmigłowych i śmigłowcowych, zachodzi permanentne doskonalenie ich konstrukcji i technologii wytwarzania części. Te doskonalenia to przede wszystkim wprowadzenie nowych materiałów (lżejszych, wytrzymalszych i żarowytrzymałych) i ich pokryć ochronnych, odlewów o ukierunkowanej strukturze kryształów, czy wreszcie – wzajemny dobór pasowań części w zespoły tworzące wymienne moduły itd. i itp. Od początku lat 80-tych ub. w. wkraczają coraz bardziej zautomatyzowane systemy diagnostyczne. Wszelkie tu sygnalizowane udoskonalenia mają na celu zapewnienie, oprócz poprawy osiągnięć, coraz do dłuższych okresów międzyremontowych oraz ogólnej trwałości silników wyrażonych liczbą zużytych cykli i wypracowanych godzin - omal absolutnej ich niezawodności.

Tabela 2. Dane techniczne jednoprzepływowych turbinowych silników odrzutowych
Z M. – zakres maksymalny; Z D – zakres dopalania

Lp.	Wytwórnia (państwo)	Silnik / napędzany samolot	Ciąg		Jednostkowe zużycie paliwa		Masaowe natężenie przepływu całkowite	Spręż	Wymiary		Masa	Konfiguracja zespołów wirnikowych
			norm. [daN]	z dop. [%]	Z M. kg/daN*h	Z D. [%]			\dot{m} [kg/s]	π_C [-]		
	1	2	3	4	5	6	8	9	10	11	12	SNC – SWC – TWC – TNC [liczba stopni]
1	WSK Rzeszów (Polska)	SO-3 TS-11	1 080	-	1,08	-	18	4,7	615	357	7A – 1	
2	WSK Rzeszów (Polska)	K-15 PZL I-22 Iryda	1 470	-	1,02	-	23	5,4	610	320	6A – 1	
3	WSK Rzeszów (Polska)	K-16 PZL I-22 Iryda	1 570	-	1,07	-	34	8,1	890	360	6A – 1	
4	Rolls-Royce (Wielka Brytania)	Viper 632-41M IAR-99C	1 780	-	1,01	-	27	5,8	624	376	8A – 2	
5	Lyulka (Rosja)	AL-21F3 SU-22M	7 600	144	0,88	215	104	14,6	1000	1700	14A – 3	
7	General Electric (USA)	J79-GE-19 F-16A/B	5 280	150	0,86	230	77	13,5	990	1740	17A – 3	
8	Pratt & Whitney (USA)	J58-P-4 SR-71	11 080	136	0,82	230	200	6,0	1450	2700	9A – 2	

Tabela 3. Dane techniczne dwuprzepływowych turbinowych silników odrzutowych z dopalaczami
Z M. – zakres maksymalny; Z D – zakres dopalania

Lp.	Wytwórnia (państwo)	Silnik / napędzany samolot	Ciąg		Jednostkowe zużycie paliwa		Masywe natężenie przepływu całkowite	Spręż	Wymiary		Masa	Konfiguracja zespołów wirnikowych
			norm.	z dop.	Z M.	Z D.			średnica			
			[daN]	[%]	kg/daN*h	[%]	[kg/s]	[-]	[mm]	[kg]		
	1	2	3	4	5	6	8	9	10	11	12	SNC – SWC – TWC – TNC [liczba stopni]
1	WSK Rzeszów (Polska)	SO-3 T5-11	1 080	-	1,08	-	18	4,7	615	357	7A – 1	
2	WSK Rzeszów (Polska)	K-15 PZL I-22 Iryda	1 470	-	1,02	-	23	5,4	610	320	6A – 1	
3	WSK Rzeszów (Polska)	K-16 PZL I-22 Iryda	1 570	-	1,07	-	34	8,1	890	360	6A – 1	
4	Rolls-Royce (Wielka Brytania)	Viper 632-41M IAR-99C	1 780	-	1,01	-	27	5,8	624	376	8A – 2	
5	Lyulka (Rosja)	AL-21F3 SU-22M	7 600	144	0,88	215	104	14,6	1000	1700	14A – 3	
7	General Electric (USA)	J79-GE-19 F-16A/B	5 280	150	0,86	230	77	13,5	990	1740	17A – 3	
8	Pratt & Whitney (USA)	J58-P-4 SR-71	11 080	136	0,82	230	200	6,0	1450	2700	9A – 2	

Tabela 4. Dane techniczne dwuprzepływowych turbinowych silników odrzutowych bez dopalaczy

Lp.	Wytwórnia (państwo)	Silnik / napędzany samolot	Ciąg [daN]	Jednostkowe e zużycie paliwa C_j	Masowe nateżenie przepływu całkowite \dot{m}	Stosunek nateżeń przepływu \dot{m}_z/\dot{m}_w	Spręż π_C	Wymiary		Masa	Konfiguracja zespołów wirnikowych
								średnica [mm]	średnica [mm]		
		2	3	4	5	6	7	4	5	SNC - SWC - TNC - TWC	
			[daN]	kg/daN*h	[kg/s]	[-]	[-]	[mm]	[kg]	[liczba stopni]	
1	Rolls-Royce (USA)	AE-3007 Embraer ERJ 135/140/145	3 370	0,40	96,6	5,0	23,0	1.105,0	717,1	1F - 14A - 2 - 3	
2	General Electric (USA)	CF6 A330-200, A330, Boeing 767, 747	27 000	0,36	874,0	5,3	34,8	2.873,5	5.091,6	1F - 3A - 14A - 2 - 5	
3	General Electric; SNECMA	CFM56 E-3, E-6, KC-135R	9 780	0,36	370,0	6,0	24,7	1.830,0	2.139,0	1F - 3A - 9A - 1 - 4	
4	Aviadvigatel (Rosja)	D - 30 Tu - 154, Il - 62M, Il - 76	10 790	0,56	269,0	2,4	20,5	1.560,0	2.668,0	5F - 11A - 2 - 5	
5	Williams (USA)	FJ - 44 Cessna CJ1, Eviation EV-20	840	0,48	29,6	3,28	10,3	752,0	208,6	1F - 1A - 1R - 1 - 2	
7	General Electric (USA)	GE90 Boeing 777-200/200ER	33 550	0,29	1361,0	9,0	40	3944,0	7559,0	1F - 3A - 10A - 6 - 2	
8	Pratt & Whitney (Kanada)	PW - 308 Raytheon Hawker Horizon	3 110	0,37	-	3,8	-	991,0	614,2	1F - 4A - 1R - 2 - 3	
9	Rolls-Royce (Wielka Brytania)	RB211 Boeing 747, A-380	33 430	0,41	1225,0	8,7	35,3	3944,0	6.271,0	1F - 8A - 6A - 5 - 1 - 1	
10	Kuzniecowa (Rosja)	NK-8 Tu - 154	9910	0,68	232	1,02	10,8	1442	2100,0	2F - 2A - 6A - 1 - 2	

Tabela 5. Dane techniczne turbinowych silników śmigłowych i śmigłowcowych

Lp.	Wytwórnia (państwo)	Silnik / napędzany samolot	Moc		Jednostkowe zużycie paliwa		Masowe natężenie przepływu powietrza		Spręż		Masa	Konfiguracja zespołów wirnikowych	
			[kW]	3	C_j	kg/kWh	\dot{m}	[kg/s]	π_C	[-]		[stop]	SA-SR-TNC-TWC
	1			2		4	5	6	7	8			
1	Honeywell (USA)	GARRET TPE331/ Merlin 3/4, Metro 2	630		0,51	3,5	10,3	160		2R-3			
2	Pratt & Whitney (Kanada)	PT6A-34/ Embraer Bandeirante EMB-111; Embraer Carajá; Frakes Mallard	580		0,58	3,1	-	154		3A-1R-1-1			
3	Pratt & Whitney (Kanada)	PT6A-67D/ Raytheon Beech 1900D	890		0,54	4,5	10,8	242,2		4A-1R-1-2			
4	Pratt & Whitney (Kanada)	PT125B/ Fokker 50	2100		0,28	-	14,4	480		1R-1R-1-1-2			
5	Rolls-Royce (USA)	ALLISON 250-C20B/ Bell 206B, Eurocopter BO 105, TH-67	310		0,40	1,6	7,2	71,5		6A-1R-2-2			
8	General Electric (USA)	CT7-8/ Sikorsky S-92	1 520		0,46	5,9	21,0	243,6		5A-1R-2-2			
9	Walter (Czechy)	M601E/ King Air C90, Let L-410UVP-E/Piper Malibu	490		0,65	3,6	6,9	207,0		2A-1R-1-1			
10	WSK PZL Rzeszów (Polska)	PZL-10W/ PZL W-3A SOKÓŁ	580		0,35	4,6	7,0	310,6		6A-1R-2-1			
11	WSK PZL Rzeszów (Polska)	GTD-350/ Mi-2	290		0,41	2,2	6,1	135		6A-1R-2-1			

NOWE TECHNOLOGIE LOTNICZYCH SILNIKÓW TURBINOWYCH

JAN GODZIMIRSKI

Wojskowa Akademia Techniczna

Streszczenie

W artykule starano się przedstawić i opisać zasady nowych metod technologicznych wytwarzania części i zespołów konstrukcyjnych lotniczych silników turbinowych. Jest to problem ciągle aktualny, zwłaszcza spowodowany permanentnym dążeniem do poprawy głównych osiągnięć silnika – jak mała masa i gabaryty, małe jednostkowe zużycie paliwa i koszty wytwarzania oraz duża niezawodność i trwałość. Szczególną rolę odgrywają tu nowe materiały odporne na wysokie temperatury i obciążenia. Istotny skok (zawdzięczany technologii) to wykonywanie łopatek wirnikowych turbin jako odlewy monokrystaliczne oraz szeroka oferta wszelkiego rodzaju pokryć – uszczelniających, które dość radykalnie podnoszą sprawność turbin (minimalizacja luzów wierzchołkowych) i termoizolacyjnych podnoszących ich trwałość (ograniczenia amplitud zmęczenia niskocyklowego).

Słowa kluczowe: spajanie części; spawanie: elektronowe, laserowe, tarciove; pokrycia: uszczelniające, żaroodporne, termoizolacyjne;

Współczesny turbinowy silnik lotniczy jest obiektem niezwykle skomplikowanym. Dotyczy to wszystkich etapów jego życia: opracowania, wytwarzania i eksploatacji. W ciągu swojej 70-letniej historii lotniczy silnik turbinowy osiągnął niezwykle wysoki poziom techniczny, plasujący go w ścisłej czołówce dokonań technicznych ludzkości. Eksploatowane wg stanu technicznego silniki samolotów komunikacyjnych przekraczają 20 tysięcy godzin pracy „na skrzydle”. Statystyki wykazują, że gdyby nie awarie spowodowane zasysaniem ciał obcych i zderzeniami z ptakami, silnik turbinowy byłby jednym z najbardziej niezawodnych elementów współczesnego samolotu. Wysoka niezawodność tych silników wynika z:

- osiągnięć nauki o aerodynamice przepływów, pozwalających optymalizować kształty łopatek i kanałów przepływowych silników,
- stosowania nowych materiałów konstrukcyjnych,
- wykorzystywania technik komputerowych do sterowania i kontrolowania stanu technicznego silników,
- zastosowania najnowszych technologii wytwarzania części i podzespołów.

Nowe technologie stosowane w produkcji lotniczych silników turbinowych, mające istotny wpływ na ich jakość i niezawodność, to przede wszystkim:

- metody spajania części,
- metody nanoszenia pokryć (uszczelniających, żaroodpornych i termoizolacyjnych),
- modyfikacje warstwy wierzchniej części,
- monokryształyczne odlewanie chłodzonych łopatek turbinowych.

1. NOWOCZESNE METODY SPAJANIA

Wśród procesów technologicznych w produkcji lotniczej ważne miejsce zajmują procesy spajania. Spajanie jest metodą trwałego łączenia materiałów przez uzyskanie ich ciągłości w miejscach łączenia. Rozróżnia się procesy spajania przez: spawanie, zgrzewanie i lutowanie czy nawet klejenie. Spajanie umożliwia wytwarzanie lekkich konstrukcji. Konstrukcje spawane mało różnią się od integralnych i charakteryzuje je duże wykorzystanie materiału. Spawanie jest sposobem łączenia materiałów przez stopienie brzegów w miejscu łączenia. Znane sposoby spawania gazowego i łukowego powodują jednak obniżenie właściwości mechanicznych łączonych materiałów, powodując deformacje łączonych elementów i powstanie w nich naprężeń. Dlatego w produkcji lotniczych silników turbinowych tradycyjne metody spawania zastępuje się spawaniem elektronowym (wiązką elektronów) i spawaniem laserowym.

W technice stosowanych jest wiele metod zgrzewania. Charakterystyczną cechą procesów zgrzewania jest występowanie dużych nacisków w strefie wytwarzania połączeń i towarzyszących im odkształceń plastycznych. W produkcji silników turbinowych szerokie zastosowanie znajdują obecnie metody zgrzewania tarcowego.

1.1. Spawanie wiązką elektronów (elektronowe)

W produkcji lotniczych silników turbinowych spawanie wiązką elektronów zajmuje ważną pozycję. Obecnie metodą tą wykonuje się 25...30% szwów połączeń spajanych w silnikach. W spawaniu elektronowym wykorzystuje się wiązkę szybko poruszających się elektronów do topienia materiałów. Wiązki te wytwarza się w tzw. dziale elektronowym. Energia kinetyczna elektronów zderzających się ze spawanym materiałem zostaje zamieniona na ciepło. Ze względu na zogniskowanie wiązki do średnicy 0,1...0,5 mm uzyskuje się wielką koncentrację mocy ($5...7,5 \cdot 10^6 \text{ W/cm}^2$), która umożliwia łączenie metali o wysokiej temperaturze topnienia (wolframu, molibdenu, tantalu) oraz ceramik.

Elektronowo spawa się tarcze sprężarki (np. K15), czopy, wały, dźwignie, koła zębate i kadłuby. Spawanie elektronowe nie jest zalecane do spawania stali węglowych oraz zawierających dużo siarki i fosforu, a także metali niskotopliwych w tym brązów i mosiądzów.

1.2. Spawanie laserowe

Spawanie laserowe zapewnia wysoką jakość połączenia, wytrzymałościowo nie ustępującą łączonym materiałom, bez deformacji spawanej konstrukcji. Realizuje się je za jednym przejściem zarówno przy małych, jak i dużych grubościach spawanych elementów, bez stosowania topników i spoiwa, przy dużej wydajności - 5...10 razy przewyższającej wydajność spawania łukowego. Grubość spawanych materiałów może się zmieniać w granicach 0,15...10 mm przy mocy promienia lasera 1,5...6 kW i prędkości spawania 5...50 m/min. Do spawania można stosować zarówno lasery stałego działania, jak i impulsowe.

Podstawowe zalety spawania laserowego to:

- wysoka gęstość energii strumienia promieniowania doprowadzanego do strefy spawania,
- niewielkie oddziaływanie ciepła na materiał w obszarze szwu spawalniczego,
- mała deformacja łączonych elementów,
- wąska (nożowa) spoina przy łączeniu grubych elementów,
- duża prędkość spawania,
- możliwość spawania różnych materiałów, niespawalnych innymi metodami,
- łatwość automatyzacji procesu spawania.

Spawanie laserowe umożliwia uzyskanie spoiny o właściwych wymiarach (stosunku głębokości do szerokości), bez niemetalicznych wtrąceń i domieszek gazowych i o wysokich właściwościach wytrzymałościowych. Spoina laserowa nie jest zanieczyszczona materiałem elektrody, co występuje przy spawaniu łukowym, a szkodliwe domieszki (siarka, tlen, azot i inne) są usuwane, gdyż odparowują intensywniej niż metal.

Spawanie laserowe umożliwia trwałe łączenie różnych materiałów, w tym i trudno spawalnych innymi metodami, np. żaroodpornych stopów na niklowej i żelazowo-niklowej osnowie. Jest ono bardzo efektywną metodą spawania z dużą prędkością cienkościennych elementów ze stali stopowych i stopów żaroodpornych. Przy spawaniu stopów aluminium, tytanu i innych wymagających dodatkowej ochrony strefy spawania, jedynie spawanie wiązką elektronów jest konkurencyjne w stosunku do tej metody.

1.3. Zgrzewanie tarciove

Zgrzewanie tarciove jest znane od ponad 50 lat. W ostatnich latach pojawiło się wiele nowych urządzeń uniwersalnych i specjalistycznych z systemami programowania i regulowania procesu zgrzewania, co spowodowało, że znalazło ono szerokie zastosowanie w produkcji lotniczych silników turbinowych.

Zgrzewanie tarciove zachodzi na skutek wydzielania się ciepła powstałego przy tarcu, bez topienia materiału w strefie łączenia. Większość materiałów i stopów daje się łączyć tą metodą praktycznie bez utraty wytrzymałości. Utrudnione jest jedynie łączenie materiałów mających niemetaliczne wtrącenia, a zwłaszcza stali zawierających siarkę. Parametry procesu zgrzewania tarciovego zależą od rodzaju łączonych materiałów, a dobiera się je eksperymentalnie.

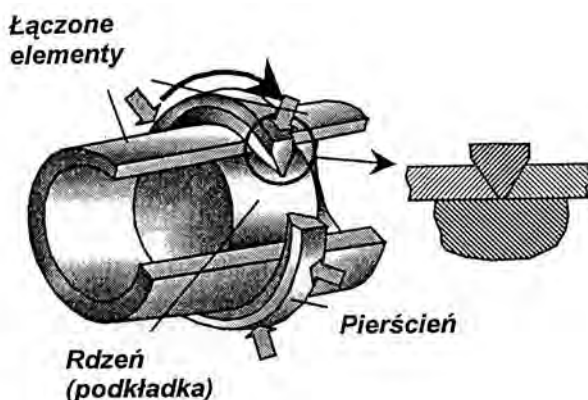
Podstawowymi zaletami zgrzewania tarciovego są:

- możliwość łączenia części z materiałów niespawalnych,
- wykluczenie porowatości i wtrąceń, gdyż łączenie zachodzi bez topienia,
- krótki maszynowy czas łączenia,
- ekonomia materiałowa ze względu na możliwość łączenia różnych materiałów,
- małe zużycie energii 25...100 W/cm² szwu.

Rozróżnia się następujące rodzaje zgrzewania tarciovego:

- obrotowe zgrzewanie tarciove,
- promieniowe zgrzewanie tarciove,
- przesuwne (postępowe) zgrzewanie tarciove,
- liniowe zgrzewanie tarciove,
- trzpieniowe (ściegowe) zgrzewanie tarciove.

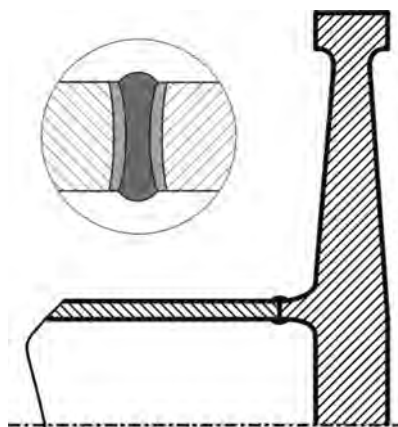
Obrotowe zgrzewanie tarciove jest najbardziej rozpowszechnionym i najlepiej poznanym sposobem zgrzewania. Wykorzystuje się w nim wydzielanie ciepła przy tarcu czołowym powierzchni mających wspólną oś obrotu. Jest ono przydatne do łączenia części cylindrycznych wykonanych z różnych materiałów (rys. 1). W fazie nagrzewania wydzielanie ciepła może być regulowane prędkością obrotową i siłą docisku łączonych części.



Rys. 1. Przykład łączenia wału z tarczą turbiny metodą obrotowego zgrzewania tarciego

Proces łączenia części składa się z pięciu etapów: mocowania łączonych części, zadania określonej prędkości obrotowej i siły docisku, utrzymania zadanych warunków do czasu uzyskania niezbędnej temperatury, wyłączenia obrotów i zwiększenia siły docisku, zdjęcia wyrobu ze stanowiska. Cykl zgrzewania tarciego trwa kilkadziesiąt sekund. W urządzeniach do zgrzewania dużych części (np. średnica wałka 150 mm, średnica rury 400 mm, długość łączonych części 1120 mm) siła docisku łączące części wynosi 2500 kN.

Obrotowe zgrzewanie tarcie stosuje się do wykonywania bardzo odpowiedzialnych połączeń, między innymi, do łączenia wałów z tarczami turbin i sprężarek oraz do łączenia tarcz sprężarek, jak również do łączenia mniejszych części, takich jak: zawory, suwaki, dźwignie.



Rys. 2. Schemat promieniowego zgrzewania tarciego

Promieniowe zgrzewanie tarcie (rys. 2) jest rozwinięciem spawania obrotowego, przeznaczonym głównie do łączenia rur. Jego podstawową zaletą jest wyeliminowanie obracania łączonych elementów. Połączenie formuje się pod wpływem ciepła wydzielającego się przy tarcie obracającego się pierścienia dociskanego do krawędzi obu końcówek łączonych rur. Pierścień jest wykonany z takiego samego materiału jak łączone rury. Fazowania końców rur i przekrój wewnętrznej powierzchni pierścienia w kształcie litery V zwiększają powierzchnię tarcia. Zgrzewanie takie jest stosowane do łączenia przewodów rurowych wykonywanych ze zwykłych i nierdzewnych stali. Zapewnia ono wyższą jakość połączenia niż metody spawania.

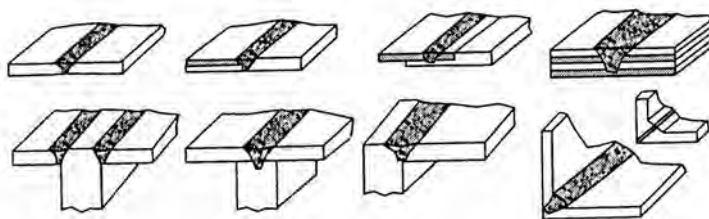


Rys. 3. Schemat przesuwnego zgrzewania tarcowego

Przesuwne (postępowe) zgrzewanie tarcowe (rys. 3) wykonuje się czołem obracającego się narzędzia, przemieszczającego się w kierunku zgrzewania. Średnica narzędzia powinna być nieco mniejsza niż grubość łączonych materiałów. Poza stopami aluminium ta metoda zgrzewania zalecana jest do łączenia części z miedzi, tytanu i magnezu. Jej zaletami są:

- wysoka wytrzymałość połączenia,
- brak porowatości,
- brak potrzeby stosowania obróbki mechanicznej po zgrzewaniu,
- praktyczny brak deformacji termicznych,
- wyeliminowanie wpływu czynnika ludzkiego (spawacza) na proces.

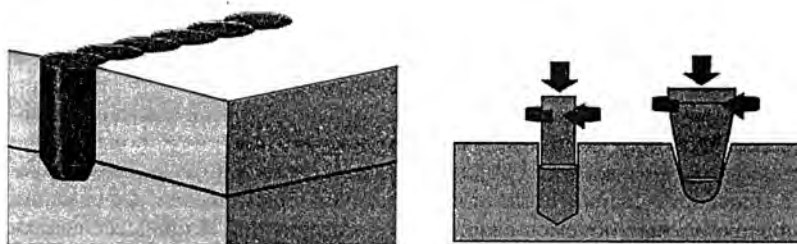
Wytrzymałość na rozciąganie oraz wytrzymałość zmęczeniowa połączeń wykonywanych metodą przesuwnego zgrzewania tarcowego nie spada poniżej 90% wytrzymałości materiału podstawowego. Występujące deformacje i przemieszczenia materiału w fazie stałej zapewniają bardzo korzystną mikrostrukturę zgrzeiny. Zgrzewanie można prowadzić w różnych pozycjach, bo siły grawitacji nie mają wpływu na przebieg procesu. Metoda ta wydaje się być rewolucyjną w zakresie łączenia blach i płyt. Stosuje się ją m. in. do wykonywania kształtowników o nietypowych przekrojach (rys. 4) i elementów cylindrycznych.



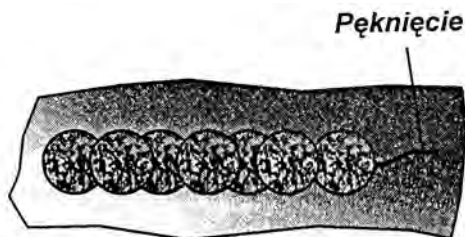
Rys. 4. Technologiczne możliwości przesuwnego zgrzewania tarcowego

W procesie liniowego zgrzewania tarcowego wykorzystuje się ruch postępowo-zwrotny (oscylacyjny o częstotliwości ~ 60 Hz i amplitudzie ~ 3 mm) jednej z łączonych części względem drugiej oraz docisk łączonych części. Wydzielające się ciepło umożliwia plastyczne odkształcenie stykających się warstw wierzchnich i ich dobry kontakt. Dodatkowo zachodzi przy tym usunięcie tlenków i innych zanieczyszczeń, które mogą występować w strefie łączenia. Mała czasochłonność procesu (kilka sekund) zapewnia minimalną strefę wpływów cieplnych. Problemem jest zapewnienie dokładności połączenia w zakresie uniknięcia przekoszenia i przesunięcia łączonych części. Metoda ta może znaleźć szerokie zastosowanie w naprawach. Podejmowane są udane próby zastosowania jej do łączenia łopatek wirnikowych z ich tarczami nośnymi lotniczych silników turbinowych.

Trzpieniowe (ścięgowe) zgrzewanie tarciove (rys. 5) jest procesem cyklicznym. Polega ono na wierceniu otworów, w które wprowadza się z osiowym naciskiem obracające trzpienie wykonane z takiego samego materiału jak łączone części. Tarciove zgrzewanie rozpoczyna się od chwili styku trzpienia z dnem otworu. W rezultacie nagrzewania spowodowanego tarciami następują odkształcenia plastyczne trzpienia i materiału wokół otworu i powierzchnia tarcia przemieszcza się do góry otworu dopóki plastyczny metal nie wypełni go całkowicie. Trzpieniowe zgrzewanie tarciove jest bardzo przydatne w technice remontowej, zwłaszcza do usuwania pęknięć (rys. 6). Opracowane zostało dla potrzeb wykonywania połączeń pod wodą. W procesach produkcyjnych wykorzystuje się je do usuwania wad materiałowych.



Rys. 5. Schemat trzpieniowego (ścięgowego) zgrzewania tarciove



Rys. 6. Schemat usuwania pęknięć z wykorzystaniem trzpieniowego zgrzewania tarciove

Z przedstawionego przeglądu nowoczesnych metod spajania stosowanych w produkcji lotniczych silników turbinowych wynika, że wysoka jakość i niezawodność tych metod związana jest nie tylko z zastosowaniem niekonwencjonalnych źródeł ciepła do topienia lub podgrzewania łączonych części, ale również z możliwością dokładnej regulacji i stabilizacji parametrów procesów oraz ich automatyzacji. W związku z tym w procesie wykonywania połączeń zostaje ograniczony wpływ czynnika ludzkiego, który zaczyna być coraz słabszym ogniwem procesów produkcyjnych. Stosowanie wyrafinowanych procesów technologicznych w produkcji silników lotniczych ogranicza zakres możliwych do przeprowadzenia prac remontowych tych silników i powoduje, że naprawy takie mogą być wykonywane jedynie przez specjalistyczne zakłady wyposażone w odpowiednie urządzenia.

2. NOWE TECHNOLOGIE PRODUKCJI ŁOPATEK

Łopatki to bardzo charakterystyczne części lotniczych silników turbinowych. Są to zarazem najbardziej obciążone elementy silnika. Od ich trwałości zależy resurs silnika. We współczesnych silnikach może być od 2000 do 3500 łopatek. Zważywszy na tak dużą liczbę tych części

w porównaniu z liczbą innych części silnika, na jego niezawodność i trwałość w głównej mierze wpływa więc niezawodność łopatek. Ze względu na to, że w silnikach turbinowych łopatki występują tak licznie, wytwarza się je w warunkach produkcji wielkoseryjnej, nawet wtedy, gdy produkcja silników jest jednostkowa. Koszt i czasochłonność wytwarzania łopatek stanowią od 20 do 35% kosztu i czasochłonności produkcji silnika.

Podczas eksploatacji silników łopatki poddawane są wielu obciążeniom mechanicznym i termicznym a także:

- erozji pyłowej, wodnej (deszczowej) i gazowej,
- korozji elektrochemicznej i gazowej wysokotemperaturowej,
- zużyciu ciernokorozyjnemu (frettingowi) w miejscach połączeń (zamków, półek bandażowych i antywibracyjnych).

W jednakowych warunkach obciążenia trwałość i niezawodność łopatek sprężarki i łopatek turbiny zależą od wielu czynników, między innymi od:

- cech konstrukcyjnych łopatek zapewniających wyrównywanie występujących naprężeń i brak ich koncentracji,
- zastosowanych materiałów i ich stanu po ukształtowaniu półfabrykatu,
- stanu uzyskanej warstwy wierzchniej (chropowatości, znaku i wartości naprężeń szczątkowych, stopnia umocnienia itp.),
- rodzaju i właściwości pokrycia.

Trzy ostatnie z wymienionych czynników są bezpośrednio związane z procesem produkcyjnym. Łopatki można sklasyfikować, przyjmując za kryterium:

- przeznaczenie – wirnikowe (robocze) łopatki sprężarki, wirnikowe łopatki turbiny, łopatki kierujące sprężarki, łopatki dyszowe turbiny,
- cechy konstrukcyjne – pełne, wydrążone, wydrążone z deflektorem, z kanałami, spajane z dwóch połówek, chłodzone transpiracyjnie, polikrystaliczne, monokrystaliczne,
- metody wykonania – przerabiane plastycznie (kute, walcowane, prasowane) odlewane, spawane, spiekane.



Rys. 7. Łopatka wentylatora silnika TRENT 5000

Łopatki wirnikowe mają bardziej skomplikowany kształt i narażone są na większe obciążenia mechaniczne niż łopatki kierujące, dlatego wymagają stosowania szczególnych technologii produkcyjnych, zapewniających wymaganą wytrzymałość i niezawodność. W silnikach nowej generacji, w celu podwyższenia sprawności sprężarek i wentylatorów oraz wyeliminowania pól antywibracyjnych z zachowaniem niezbędnej sztywności, stosowane są łopatki szerokościowe, często o bardzo skomplikowanych kształtach, szczególnie łopat wentylatorowych silników dwuprzepływowych (rys. 7). Pióra wirnikowych łopatek turbin mają zmienne przekroje wzdłuż pióra i skręcenia dochodzące do 60° . W porównaniu z łopatkami sprężarek przekroje łopatek turbin są grubsze, co umożliwia zastosowanie wewnętrznych kanałów do ich chłodzenia. Pióra łopatek są wykonywane z tolerancją rzędu 0,1 mm, a ich chropowatość wynosi $Ra = 0,08...0,63 \mu\text{m}$. Zamki natomiast wykonywane są z tolerancją rzędu 0,01mm, a ich chropowatość może wynosić $Ra = 1,25 \mu\text{m}$.

Wytwarzanie łopatek stanowi szczególny etap w produkcji lotniczych silników turbinowych. Wynika to z:

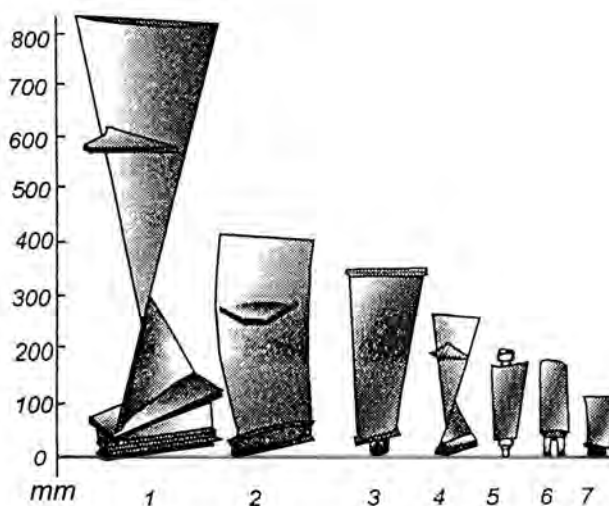
- skomplikowanej i różnorodnej geometrii tych wyrobów oraz ich wymiarów,
- wymagań dotyczących dokładności wykonania i stanu warstwy wierzchniej,
- stosowania drogich i trudno obrabialnych materiałów,
- dużej pracochłonności,
- konieczności stosowania do obróbki i kontroli specjalistycznego oprzyrządowania oraz zatrudniania wykwalifikowanego i odpowiedzialnego personelu.

2.1. Wybrane technologie produkcji wirnikowych łopatek sprężarkowych

Wirnikowe łopatki sprężarkowe mogą różnić się wymiarami, kształtem oraz sposobem połączenia z tarczą (rys. 8). Przeciętna długość piór łopatek sprężarkowych zawiera się w granicach 60 – 150 mm, ale łopat wentylatorowych może sięgać 1-ego metra (i więcej). Jeśli temperatura pracy łopatek sprężarkowych nie przekracza 500°C , są one wytwarzane ze stopów tytanu, jeśli zakres temperatury pracy wynosi 500 – 650°C , łopatki wytwarza się ze specjalnych stali żarowytrzymałych i żaroodpornych, jeśli natomiast temperatura pracy jest wyższa niż 650°C – to ze stopów żarowytrzymałych i żaroodpornych na osnowie niklu. Podejmowane są próby – trzeba zaznaczyć, że obiecujące – wytwarzania łopat wentylatorowych z kompozytów metalicznych aluminium-bor, a ostatnich stopni sprężarek z intermetali tytan-aluminium.

W procesie wytwarzania łopatek sprężarkowych bardzo ważne jest przygotowanie półfabrykatu, gdyż od niego w dużym stopniu zależy struktura materiału. Proces przygotowania półfabrykatu powinien zapewniać:

- uzyskanie półfabrykatu z takimi dodatkami technologicznymi, które zapewnią przygotowanie gotowego produktu o wymaganych wymiarach geometrycznych,
- minimalne zużycie materiału,
- jak najmniejsze czasochłonność i koszty,
- uzyskanie prefabrykatu wymagającego jedynie w minimalnym zakresie obróbki mechanicznej i ręcznej.



Rys. 8. Łopatki sprężarkowe: 1 - 7 – grupy wymiarowe łopatek

Obecnie najczęściej stosuje się następujące metody przygotowania półfabrykatów łopatek sprężarkowych:

- matrycowe prasowanie na gorąco na prasach śrubowych lub korbowych,
- izotermiczne prasowanie (matryce podgrzane do temperatury surówki),
- dynamiczne wyciskanie,
- walcowanie na gorąco lub izotermiczne.

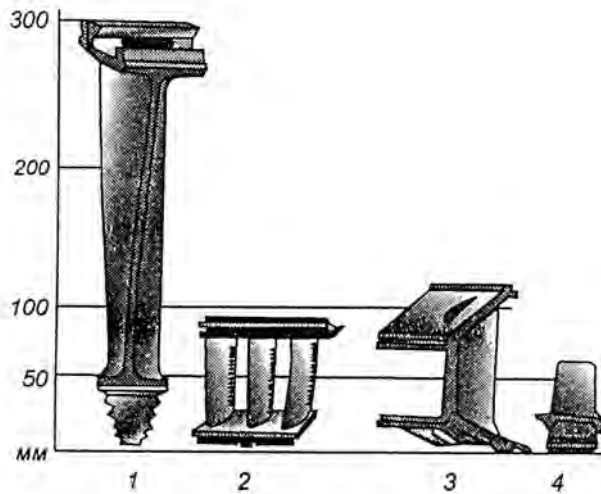
Surówką do wykonania półfabrykatu jest walec o określonych wymiarach i chropowatości $Rz \leq 40 \mu\text{m}$ wykonany z walcowanego na gorąco pręta. Surówka jest również kontrolowana ultradźwiękami w celu wykrycia wad wewnętrznych.

Kucie matrycowe obejmuje kształtowanie wstępne, matrycowanie wstępne i matrycowanie ostateczne. Kształtowanie wstępne półfabrykatów łopatek polega na spęczeniu materiału pod zamek i ewentualnie półki.

W produkcji łopatek sprężarkowych wykonywanych bez półek stosuje się czasami precyzyjne walcowanie na zimno. Końcową operacją obróbki pióra często jest obróbka wibrościerna (odmiana obróbki luźnymi kształtkami ściernymi). Aby zwiększyć trwałość i niezawodność łopatek sprężarkowych, powierzchnie piór umacnia się zgniotem, na powierzchnie piór nanosi się powłoki ochronne, wprowadza jonowo dodatki stopowe, wykonuje srebrzenie roboczych powierzchni zamków oraz nanosi powłoki odporne na ścieranie na stykające się powierzchnie półek antywibracyjnych.

2.2. Wybrane technologie produkcji łopatek turbinowych

Łopatki wirnikowe turbin są najbardziej obciążonymi częściami lotniczych silników turbinowych. Narażone są na duże obciążenia mechaniczne w wysokiej temperaturze oraz na agresywne oddziaływanie produktów spalania. Łopatki turbin mogą znacznie różnić się kształtem i wymiarami (rys. 9). Większość łopatek turbin ma długość od 60 do 250 mm. Cechą charakterystyczną wirnikowych łopatek turbinowych jest zamek wielotrapezowy (jodełkowy), który za pomocą od 2 do 5 par "zębów" przekazuje równomiernie obciążenie na tarczę turbiny. Zamek wykonywany jest z dokładnością większą niż $\pm 0,01 \text{ mm}$.



Rys. 9. Łopatki turbiny: 1 - 4 - grupy wymiarowe łopatek

Materiały stosowane na łopatki turbin muszą spełniać takie podstawowe wymagania, jak:

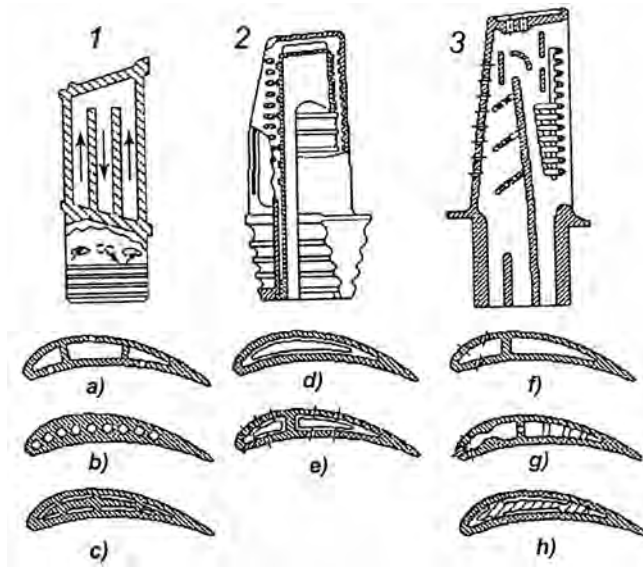
- wysoka wytrzymałość i sztywność w wysokiej temperaturze,
- żarowytrzymałość (odporność na pełzanie, odporność na zmęczenie cieplne),
- żaroodporność (odporność na wysokotemperaturową korozję gazową),
- odporność na erozję,
- podatność technologiczna.

Te wymagania spełniają do temperatury około 1100°C materiały, które obecnie stosuje się na łopatki turbin, czyli złożone stopy na osnowie niklu lub kobaltu z licznymi składnikami i dodatkami stopowymi (Ti, Al, Mo, W, Nb, Zr, B, V, Y, La, Re, Ta i innymi). Ze względu na konieczność zwiększania temperatury gazów przed turbiną łopatki turbin współczesnych silników są zazwyczaj łopatkami chłodzonymi, a więc wykonanymi z kanałami wewnętrznymi. Znane są różne metody chłodzenia łopatek (rys. 10):

- wielokanałowe,
- deflektorowe,
- deflektorowe z perforacją,
- wielokanałowe (bezdeflektorowe) z perforacją,
- kanałowe z porowatą ścianką.

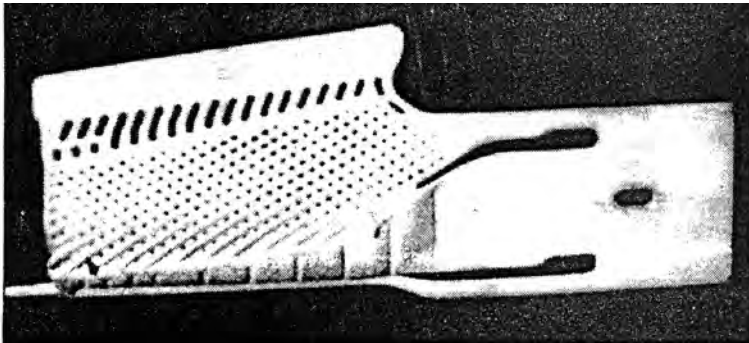
Wykonanie chłodzenia wielokanałowego łopatek wzdłuż ich pióra jest najprostsze technologicznie, ale nie zapewnia równomiernego chłodzenia, zwłaszcza krawędzi natarcia i krawędzi spływu. Zastosowanie deflektorów i otworków wypuszczających powietrze na zewnątrz pióra gwarantuje bardziej równomierne pole temperatury łopatki i bardziej intensywne chłodzenie, ale jest to metoda trudna technologicznie. Liczba wykonywanych otworków o średnicy od 0,3 do 0,6 mm sięga 100 w piórze jednej łopatki.

Obecnie łopatki turbin wykonuje się głównie metodą precyzyjnego odlewania próżniowego. Odlewanie ze sterowanym chłodzeniem umożliwia uzyskiwanie łopatek o ukierunkowanej (kolumnowej) krystalizacji oraz łopatek monokrystalicznych. Takie struktury materiału są w wysokim stopniu żarowytrzymałe.



Rys. 10. Chłodzone wirnikowe łopatki turbin: 1 - wielokanałowe (a, b, c), 2 - deflektorowe (d, e), 3 - bezdeflektorowe z perforacją (f, g), z porowatą ścianką (h)

Powszechnie łopatki odlewane są metodą wytapianych modeli (do form skorupowych). Aby uzyskać wewnętrzne kanały chłodzące, w formach muszą być umieszczone specjalne rdzenie ceramiczne (rys. 11). Wykonuje się je metodą spiekania proszków.



Rys. 11. Ceramiczny rdzeń odlewanej łopatki turbiny

Odewanie metodą wytapianych modeli stosowane jest w przemyśle, nie tylko lotniczym, od wielu lat.

Zamki i pióra łopatek kształtowane są głównie metodą szlifowania głębokiego oraz szlifowania elektrochemicznego. Profile uszczelnień labiryntowych na półkach bandażowych szlifowane są po zamocowaniu kompletu łopatek w przyrządzie (technologicznej tarczy). Otwory perforacyjne w piórach łopatek wykonuje się metodami elektroerozyjnymi lub metodą laserową. W celu zwiększenia gładkości kanałów wewnętrznych przetacza się przez nie specjalne pasty ściernie.

Pokrycia ochronne nanosi się na pióra łopatek w celu zwiększenia ich żaroodporności, termicznej izolacji i odporności na erozję. Na wierzchołki łopatek można nanosić pokrycia od-

porne na ścieranie, współpracujące z pokryciami uszczelniającymi. Kontrola międzyoperacyjna poza badaniem struktury materiału, badaniami defektoskopowymi, sprawdzaniem kształtu i wymiarów łopatek obejmuje również badania oporów przepływu powietrza przez kanały chłodzące oraz mikroskopowe badania jakości naniesionych pokryć.

3. POKRYCIA OCHRONNE W BUDOWIE LOTNICZYCH SILNIKÓW TURBINOWYCH

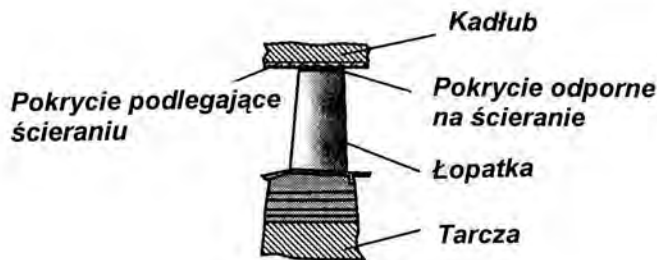
Ważną rolę w budowie współczesnych lotniczych silników turbinowych odgrywają pokrycia ochronne. Nanoszone są na części zwiększając ich trwałość, co istotnie wpływa na żywotność i niezawodność gotowych wyrobów, tu silników lotniczych. Już w silnikach turbinowych pierwszej generacji (np. grupy Lis) stosowane były pokrycia galwaniczne z cynku lub kadmu na częściach stalowych dla zabezpieczenia ich przed korozją oraz z miedzi dla zabezpieczenia połączeń gwintowych przed zapiekaniem. W silnikach drugiej generacji (np. grupy R-11) stosowano dodatkowo pokrycia ceramiczne zwiększające żaroodporność niektórych „gorących” części silnika, np. rur ogniowych komór spalania. Około 75% części silników trzeciej i czwartej generacji ma metaliczne lub ceramiczne pokrycia w celu zabezpieczenia ich przed korozją, zwiększenia ich żaroodporności, a także dla innych specjalnych celów, np. uszczelnienia, zabezpieczenia przed zużyciem ściernym, zabezpieczenia przed gwałtownymi zmianami temperatury.

Do najważniejszych, nowoczesnych pokryć stosowanych w lotniczych silnikach turbinowych należą:

- pokrycia uszczelniające,
- pokrycia żaroodporne,
- pokrycia termoizolacyjne.

3.1. Pokrycia uszczelniające

Zmniejszając wielkość luzu wierzchołkowego łopatek można znacznie podwyższyć sprawność silnika turbinowego. Zmniejszenie luzu można osiągnąć poprzez naniesienie na wewnętrzne powierzchnie kadłubów sprężarek i turbin zużywających się pokryć uszczelniających, które, ulegając ścieraniu przy współpracy z wirującymi łopatkami wirnika, zapewniają minimalny luz wierzchołkowy (rys. 12).



Rys. 12. Zastosowanie pokryć uszczelniających w celu minimalizacji luzu między wierzchołkiem pióra łopatki wirnikowej a kadłubem

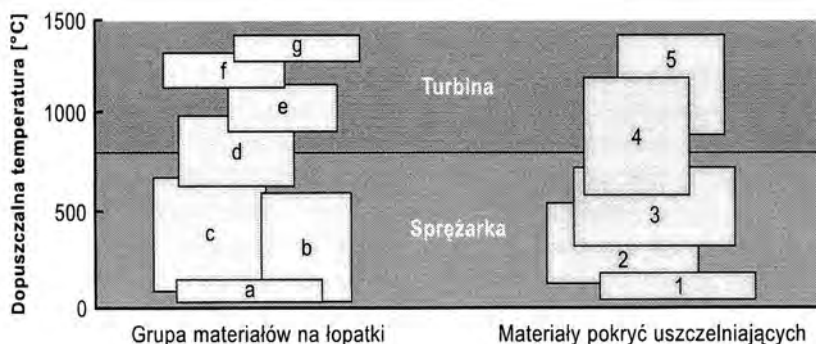
Zużywające się pokrycia powinny charakteryzować małą odpornością na ścieranie przy jednocześnie wysokiej wytrzymałości i żaroodporności. Minimalna wielkość luzów powinna być zapewniona w czasie przewidywanego czasu pracy silnika lub jego rezerwu międzynapraw-

czego. Takie możliwości zapewniają specjalne wieloskładnikowe materiały ścieralne dzięki właściwościom zastosowanych lepiszczy, porowatości uzyskiwanej struktury i technologii nanoszenia.

Firmy specjalizujące się w wytwarzaniu materiałów uszczelniających polecają wyroby z:

- polimerów,
- krzemoorganicznych polimerów z wypełniaczem aluminiowym,
- kompozytu: metal, polimer i azotek boru,
- kompozytu metalowo-grafitowego (Ni-25%, C),
- mieszaniny metali: chromu, aluminium i itru,
- ceramiki – tlenku cyrkonu stabilizowanego itrem ($ZrO_2-Y_2O_3$).

Rodzaj materiału zalecanego na uszczelnienia zależy od temperatury, w jakiej będzie pracowało pokrycie (rys. 13). Przy temperaturze przekraczającej $800^{\circ}C$ zaleca się pokrycia ceramiczne ($ZrO_2-Y_2O_3$). Należy podkreślić, że zastosowanie takiego, podlegającego ścieraniu pokrycia może jednocześnie rozwiązać problem zabezpieczenia części przed oddziaływaniem wysokiej temperatury, dochodzącej do $1200^{\circ}C$. Na powierzchni części pracujących w temperaturze do $550^{\circ}C$ stosuje się najczęściej mieszaninę proszków: 18...23% BN, 4...8% SiO_2 i 69...78% Al.



Rys. 13. Materiały stosowane do wykonywania łopatek i nanoszenia pokryć uszczelniających

a – kompozyty polimerowe, b – stopy tytanu, c – stale, d – stopy na niklowej lub kobaltowej osnowie, e – stopy z ukierunkowaną krystalizacją, f – stopy monokrystaliczne, g – stopy umacniane dyspersyjnymi tlenkami

1 – polimery, 2 – polimery z wypełniaczami aluminiowo ceramicznymi, 3 – kompozyty metal-grafit (Ni-25% C), 4 – kompozyty porowate Me – Cr, Al, Y, 5 – materiały ceramiczne ($ZrO_2 - Y_2O_3$)

Tego typu pokrycia nanosi się metodami napyłania: gazowo-płomieniowego, naddźwiękowego gazowo-płomieniowego lub plazmowego. W celu zwiększenia przyczepności pokrycia do podłoża na powierzchni pokrywanej części nacina się gwint w celu uzyskania efektu kotwienia i metodą gazowo-płomieniową nanosi się podkład o grubości 0,1...0,2 mm.

3.2. Pokrycia żaroodporne

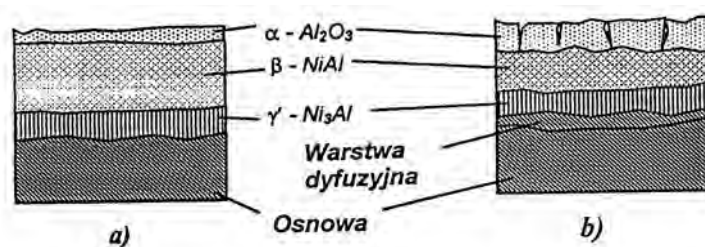
Żaroodporność to odporność metali i ich stopów na korozję w podwyższonej temperaturze w środowisku gazowym. Szybkość utleniania materiałów, podstawowego mechanizmu korozji, rośnie wykładniczo wraz z temperaturą. Problem właściwej żaroodporności materiałów jest bardzo ważny dla takich części silników turbinowych, jak: komory spalania, łopatki turbiny, ostatnie stopnie łopatek sprężarek, komory dopalaczy i dysze. Części takie wykonuje się ze

specjalnych stopów wytwarzających samoczynnie na powierzchni tlenki, które zabezpieczają materiał przed dalszym utlenianiem, a zasadniczo istotnie zmniejszają szybkość utleniania. Tlenki o odpowiedniej strukturze i dobrej przyczepności do podłoża decydują o odporności materiału na oddziaływanie środowiska. Tlenkami o bardzo dobrych właściwościach zabezpieczających przed korozją są: tlenek aluminium Al_2O_3 , tlenek chromu Cr_2O_3 i tlenek krzemu SiO_2 . Dlatego chrom, aluminium i krzem są dodatkami stopowymi stali odpornych na korozję i żaroodpornych oraz żaroodpornych stopów niklu i kobaltu.

W budowie współczesnych lotniczych silników turbinowych występuje głównie problem zabezpieczenia przed wysokotemperaturową korozją stopów niklu, z których wykonywane są gorące części silników. Do zabezpieczania takich materiałów ostatnio stosowane są głównie żaroodporne powłoki ze stopów metali: (Ni, Co)-Cr-Al-Y lub Al-Si-Ni-Y.

Osnową większości powłok żaroodpornych stosowanych do ochrony łopatek turbin jest żarowytrzymała faza -NiAl. W celu podwyższenia stabilności cieplnej tej fazy skład materiału powłoki uzupełnia się dodatkami stopowymi: Ta, Hf, Y, Si i innymi. Dodanie itru (Y) pozwala uniknąć powstawania porowatości podczas eksploatacji i zwiększa adhezję powstających tlenków.

Degradacja powłok (rys. 14) zachodzi w rezultacie procesów dyfuzyjnych powodujących utlenianie fazy i wzrostu grubości warstewki tlenków oraz postępującego wypalania z materiału powłoki dodatków stopowych, co pogarsza możliwości samoregeneracji powłoki („zabliźniania” mikrouszkodzeń). Zubażanie materiału powłoki może również być spowodowane dyfuzją dodatków stopowych do podłoża. Zabezpieczeniem przed taką dyfuzją może być warstewka z trudno topliwego metalu (W, Nb lub Ta) lub metali szlachetnych (Pt, Pd lub Ir).



Rys. 14. Przekrój przez żaroodporne powłoki: a – nowe powłoki, b – powłoki po długotrwałej eksploatacji

Do zabezpieczenia polikrystalicznych łopatek odlewanych ze stopu ŻS6U stosowane jest powłoki na bazie niklu zawierające 20% chromu, 12% aluminium i 0,5% itru nanoszone metodą kondensacji par przy łukowym odparowaniu. Do łopatek monokrystalicznych odlewanych ze stopów ŻS26WI lub ŻS32WI stosowane są powłoki z: aluminium, krzemu, niklu i itru, charakteryzujące się dobrymi ochronnymi właściwościami w temperaturze 1050...1100°C.

3.3. Powłoki termoizolacyjne

Stopy niklu, z których wykonywane są części turbin silników lotniczych topią się w temperaturze 1200...1315°C, gdy temperatura gazów przed turbiną osiąga wartość 1350°C, a nawet wyższą. Dla zabezpieczenia możliwości pracy łopatek turbin, część powietrza ze sprężarki przeznacza się na ich chłodzenie. Obniża to sprawność silnika i zwiększa zużycie paliwa. W celu ograniczenia tych strat na gorące części lotniczych silników turbinowych nanosi się powłoki termoizolacyjne.

Pokrycia termoizolacyjne stosowane są w budowie lotniczych silników turbinowych już od ponad 25 lat. Obecnie pokrycia termoizolacyjne występują praktycznie we wszystkich silnikach turbinowych lotnictwa cywilnego i w większości silników lotnictwa wojskowego. Stosowanie ich pozwala polepszyć charakterystyki silników, zmniejszyć ilość powietrza wykorzystywanego do chłodzenia części, oszczędzać paliwo, o 100...150°C zwiększyć temperaturę gazów przed turbiną, a jednocześnie podwyższyć resurs i niezawodność części oraz obniżyć ilość toksycznych substancji w gazach wylotowych. Ponadto pokrycia termoizolacyjne zabezpieczają dodatkowo części przed korozją.

Najczęściej na pokrycia termoizolacyjne stosuje się tlenek cyrkonu ze względu na jego niską przewodność cieplną (1...1,8 W/mK) oraz bliską stopom niklu wartość współczynnika rozszerzalności cieplnej. Pierwsze pokrycia termoizolacyjne z tlenku cyrkonu nanoszone na rury ogniowe komór spalania stabilizowane były tlenkiem magnezu (22% MgO). Takie pokrycia mogły pracować do temperatury ~980°C. Drugie pokolenie pokryć, stosowanych dotychczas, oparte na tlenku cyrkonu i tlenku itru (7% Y₂O₃) może pracować do temperatury 1090°C. Zwykle pokrycie takie składa się z dwóch warstw spełniających różne funkcje. Zewnętrzna warstwa ceramiczna obniża ciepłotę i erozyjne oddziaływanie strumienia gazów i dzięki małej przewodności cieplnej łagodzi skutki gwałtownych zmian temperatury występujących w stanach przejściowych silnika (przy rozruchu, wyłączeniu i akceleracji). Pod warstwą ceramiczną znajduje się warstwa żaroodporna (np. aluminiowo-platynowa, NiCoCrAlY lub inna) zabezpieczająca część przed korozją i zwiększająca przyczepność warstwy ceramicznej do podłoża. Grubość warstwy tlenku cyrkonu wynosi około 250 μm, a warstwy pokrycia żaroodpornego 80...120 μm. W procesie eksploatacji zużycie warstwy termoizolacyjnej zachodzi na skutek erozji oraz obniżania przyczepności warstwy ceramicznej do podłoża. To niekorzystne zjawisko częściowo rozwiązuje dodawanie do pokryć itru. Obecnie opracowywana jest nowa generacja pokryć termoizolacyjnych na bazie fosforanów lantanu lub glinianów lantanu. Pokrycia takie będą mogły pracować w temperaturze 1100...1600°C.

Pokrycia ochronne nabierają coraz większego znaczenia w budowie lotniczych silników turbinowych. Ich racjonalne zastosowanie pozwala nie tylko zwiększyć sprawność, ekonomiczność, żywotność i niezawodność współczesnych silników lotniczych, ale stwarza również możliwości podjęcia prób zastosowania nowych, bardziej żarowytrzymałych materiałów w budowie silników. Zastosowanie nowych, lepszych materiałów umożliwi z kolei dalszy rozwój silników lotniczych.

Jak widać, wzrost sprawności, trwałości i niezawodności lotniczych silników turbinowych zależy nie tylko od postępu w ich konstruowaniu i diagnozowaniu czy od stosowania nowych materiałów konstrukcyjnych, ale także od opracowania i wprowadzania nowych technologii produkcyjnych.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Elisiewicz Ju. S., Bojcow A. G., Krymow V. V., Chworostuchin L. A., Technologia proizvodstwa awiacyonych dwigatielej, Maszynostrojenije, Moskwa, 2003
- [2] Łunarski J. Technologia silników lotniczych, Redakcja Wydawnictw Uczelnianych politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 1986
- [3] Grzegorzczak H. Technologia produkcji i napraw silników lotniczych cz. II, Wydział Wydawniczy WAT, Warszawa 1967

KADŁUBY I ZESPOŁY NOŚNE SILNIKÓW TURBINOWYCH

ROWIŃSKI ARTUR

Instytut Lotnictwa

Streszczenie

Kadłuby współczesnych silników turbinowych spełniają podwójną rolę tj.: kształtują kanał przepływowy silnika oraz stanowią zespół nośny przenoszący obciążenia wynikające z reakcji wirnika na podpory łożysk i dalej na węzły mocowania silnika na płatowcu. Na zespół kadłubów działają siły wynikające z oddziaływania strumienia gazów znajdujących się w kanale głównym silnika w postaci ciśnienia i temperatury, siły bezwładności pochodzących od przeciążeń powstających podczas manewrów samolotu i od reakcji wirnika w postaci drgań wzdłużnych i poprzecznych. Podatność struktury kadłubów oraz ich połączeń kołnierzowych wywiera istotny wpływ na krytyczne prędkości obrotowe. Sztywność podpór i stopień zużycia łożysk wpływają na wartości częstotliwości i poziom amplitud drgań przenoszonych przez węzły mocowania silnika na konstrukcję płatowca. Największe obciążenia poprzeczne wirników i ich podpór występują podczas lotu statku powietrznego po torach krzywoliniowych.

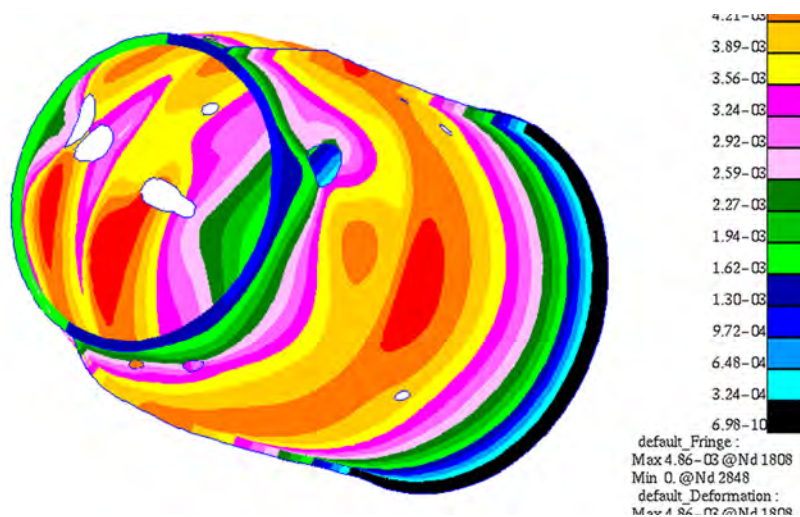
Słowa kluczowe: sztywność i podatność podpór, zespół nośny, częstotliwość i amplitudy drgań podpór, czujniki drgań

SIŁY DZIAŁAJĄCE NA KADŁUBY NOŚNE

Kadłuby lotniczych silników turbinowych, oprócz kształtowania kanału przepływowego powietrza i spalin, spełniają rolę zespołów nośnych – przejmujących wszystkie obciążenia wynikające z pracy wirników sprężarek, wentylatorów i turbin, które przenoszą na węzły mocowania silników w konstrukcji samolotów lub śmigłowców. W trakcie pracy poddawane są obciążeniom w postaci sił ściskających, zginających i skręcających zarówno o charakterze quasi-statycznym jaki i dynamicznym.

Obciążenia od sił ciśnieniowych powstających w procesie sprężania i rozprężania gazów w kanale przepływowym wywołują siły wzdłużne i momenty skręcające w kadłubach silnika. Siły gazodynamiczne wywołane są przez statyczne działanie gazów na łopatki aparatu kierownic i dynamicznie oddziaływanie strumienia gazu przepływającego przez silnik i zmieniającego swój kierunek i prędkość. Zmiana kierunku wywołuje moment skręcający kadłuby silnika. Siła działająca wzdłuż osi silnika powstaje w wyniku powiększania się prędkości i wartości ciśnienia podczas sprężania powietrza w sprężarce i rozprężania spalin w turbinie. Ciśnienia w komorach spalania nowych wentylatorowych dwuprzepływowych silników odrzutowych zbliżają się do 50-ciu barów podczas pracy na zakresie (i warunkach) startowych. Wektory sił działających na

sprężarkę i turbinę są przeciwnie skierowane, a ich wartości są wielokrotnie większe od siły ciągu silnika. Na rys. 1. przedstawiono przemieszczenia zewnętrznego kadłuba silnika dwuprzepływowego w wyniku działania sił zginających.

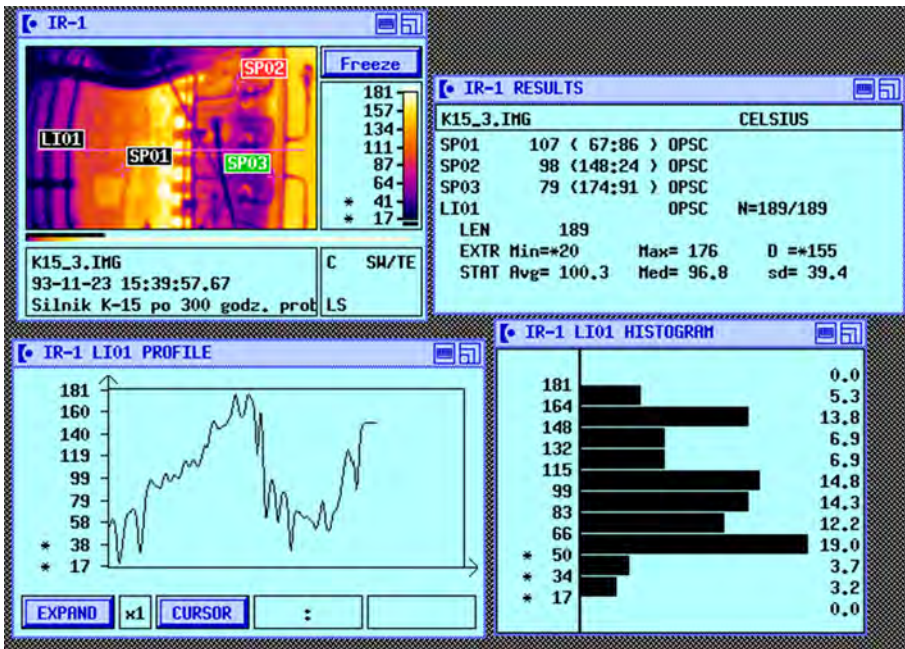


Rys.1. Mapa przemieszczeń modelu kadłuba zewnętrznego silnika dwuprzepływowego powstałych w wyniku działania siły zginającej

Obciążenia od naprężeń cieplnych powstają w wyniku różnic temperatur jakie oddziałują na poszczególne części kadłubów, a także na ich poszczególne powierzchnie. Rozkład naprężeń w wywołanych obciążeniem cieplnym uzależniony jest od wielkości tych obciążeń i kształtu elementów (rys. 2). Temperatura gazów w silniku turbinowym waha się od ujemnych wartości w kadłubie wlotowym 230 K do na wylocie z turbin 1600 K. i osiąga maksymalną wartość w strefie spalania w rurze ogniowej 2200 K. W wyniku wzrostu temperatury zarówno wirnik jak i kadłub silnika zmienia swoje wymiary liniowe. Siła wzdłużna jest przenoszona na strukturę zewnętrzną poprzez przednie łożysko sprężarki. Jego działania mają duży wpływ na wartość luzów wierzchołkowych na łopatkach turbiny- ze względu na stożkową zewnętrzną osłonę. Luzy te pomimo zastosowania docierających się wykładzin ceramicznych mogą osiągnąć znaczne wartości szczególnie w przejściowych stanach pracy silnika (w silniku jednoprzepływowym K-15 wynosił 4.3 mm), kiedy to wzajemne przesunięcia osiowe kadłuba i wirnika punktu widzenia spełnienia są największe. Struktura kadłuba łożyska turbiny, przenosząca obciążenia jest wydzielona i odizolowana od części gorących przestrzeni, przez którą przepływa chłodzące powietrze zza sprężarki. Łożysko osadzone sztywno w obudowie jest uszczelnione od strony turbiny ciśnieniowanym labiryntem. Kadłub turbiny cylindryczny jest niewrażliwy na odkształcenia i osiowe przemieszczenia wirnika.

Na kadłuby silników turbinowych śmigłowych śmigło oddziałuje w postaci reakcyjnego momentu śmigła i osiowej siły ciągu oraz momentu giroskopowego pojawiającego się podczas manewrów samolotu. W silnikach wentylatorowych moment wentylatora jest równoważony przez moment obrotowy turbiny w przypadku, gdy prędkości obrotowe obydwu wirników są jednakowe. W przypadku gdy są różne, zespół wirnika jest dodatkowo obciążony momentem skręcającym będącym różnicą momentów wentylatora i turbin. Agregaty instalacji silnikowych umieszczone są na zewnętrznych powierzchniach kadłubów i zamocowane przeważnie na punktowych wspornikach. Obciążone siłami bezwładności powstającymi podczas manewrów

samolotu, wprowadzają na strukturę kadłubów dodatkowe siły skupione. Obciążenia dynamiczne od reakcji wirników na zespoły łożyskowania osadzone w kadłubach mają charakter wysoko-cyklowych drgań poprzecznych (wynikających z niejednorodnego rozłożenia mas wirujących) oraz podłużnych (powstających w wyniku zmiany wielkości siły osiowej działającej na łożysko wywołanej odkształceniem wirnika w kierunku promieniowym). Obciążenia od sił bezwładności pochodzą od przeciążeń działających na silnik w czasie lotu krzywoliniowego. Największe siły bezwładności następują w czasie lotu po torach krzywoliniowych (wyjścia z lotu nurkowego) oraz twardego lądowania. Reakcje od momentu groskopowego sumują się z siłami pochodzącymi od przeciążeń. Manewr wiąże się ze zmniejszeniem prędkości lotu co daje dodatkową siłę wzdłużną sumującą się z ciągiem silnika.

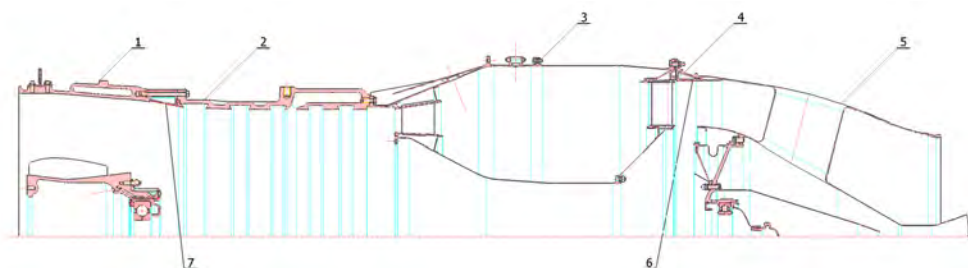


Rys. 2. Rozkład temperatury na zewnętrznej powierzchni kadłuba sprężarki oraz osłony komory spalania silnika K-15 przy nominalnych prędkościach obrotowych
 IR-1- zdjęcie w podczerwieni badanego fragmentu zespołu kadłubów silnika, IR-1 Results- cyfrowe wyniki pomiarów silnika oraz markerów, IR-1 Profile- profil rozkładu temperatury wzdłuż mierzonej powierzchni, IR-1 Histogram- histogram temperatury

STRUKTURY NOŚNE KADŁUBÓW SILNIKÓW TURBINOWYCH

Konieczność minimalizacji oporów w kanałach przepływowych silników i konieczność przenoszenia obciążeń z podpór wirników zmusza do budowy przestrzennych układów połączeń cienkościennych elementów walcowych i stożkowych z opływowymi żebrami i wieńcami kierownic sprężarek czy wentylatorów w jedną sztywną konstrukcję – zdolną do przenoszenia sił skupionych (z kadłubów) łożysk do węzłów mocowania silnika na płatowcu. Należy tu podkreślić usztywniające oddziaływanie ciśnienia w kanale przepływowym na jego ściany wewnętrzne, do których są mocowane węzły mocowania silnika w płatowcu. Zespół kadłuba silnika turbinowego składa się z kadłuba sprężarki, wentylatora, komory spalania turbin, kadłubów pośrednich oraz kadłuba przekładni wewnętrznej. Przekładnia która znajduje zastosowanie

w silnikach śmigłowych i śmigłowcowych może być samodzielnym modułem ulokowanym pomiędzy, bądź jest częścią rozbudowanego kadłuba wlotowego np. silnik TWD-10.

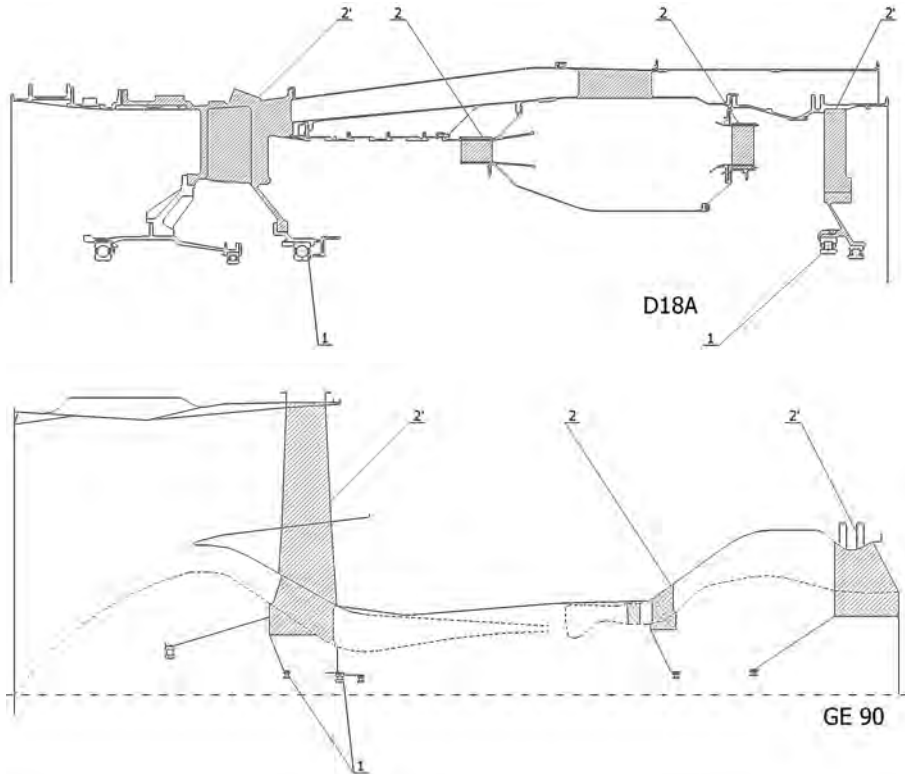


Rys 3. Przekrój silnika jednoprzepływowego K-15 - zestawienie kadłubów
 1 - kadłub wlotowy, 2 - kadłub sprężarki, 3 - kadłub komory spalania, 4 - kadłub turbiny,
 5 - dysza wylotowa, 6 - uszczelnienie ulowe, 7 - wykładzina uszczelniająca

Głównymi elementami nośnymi są kadłuby pośrednie i turbin, w których osadzone są zespoły łożysk i na których zamocowane są główne węzły mocowania silnika. Struktura podzespołów przenoszących główne obciążenia silnika jest kształtowana tak, aby osiągnąć dużą sztywność oraz zminimalizować wpływ odkształceń cieplnych na wielkość luzów osiowych i promieniowych pomiędzy wirnikiem a kadłubem. Struktura wykonana jest w formie zespołu cylindrów dużej średnicy łączonych śrubami na wzajemnie centrowanych kołnierzach, usztywnionych dodatkowo opływowymi żebrami i aparatami kierującymi (w kadłubie sprężarki). W silniku turbinowym podatność połączeń kołnierzowych wywiera istotny wpływ na krytyczne prędkości obrotowe wirnika. Wpływ sztywności kadłuba na krytyczne prędkości obrotowe jest szczególnie istotny przy wyższych prędkościach obrotowych wirnika. W silnikach wentylatorowych, o dużej powierzchni pola przekroju czołowego, na zewnętrznym płaszczu dwupowłokowego kadłuba wlotowego, znajduje się osłona której zadaniem jest zabezpieczenie elementów gondoli silnika i kadłuba płatowca przed przebicciem częścią pióra łopatki wentylatora, która powstanie w wyniku zderzenia się ptaka lub innego „ciała obcego” podczas lotu. Osłony typu „plaster miodu” wykonane są z materiałów lekkich mogących zakumulować poprzez swoje odkształcenie energię uderzenia, odłamka łopatki, np. włókna kewlarowe umieszczone są pomiędzy powłokami cylindrowymi kadłuba. Innym rozwiązaniem jest pozostawienie pustej przestrzeni osłoniętej od kanału przepływowego zamkniętą powłoką wykonaną z materiału kompozytowego. Takie rozwiązanie umożliwia zamknięcie oderwanej części pióra łopatki i uniknięcie uszkodzenia innych łopatek wentylatora przez zderzenie z nią oraz uniemożliwia zaczepienie wirnika wentylatora o fragmenty rozciągniętej odłamkiem osłony kewlarowej. Powierzchnie kanału wlotowego kadłuba są zabezpieczane powłoką antykorozyjną. Zasadniczym czynnikiem decydującym o wyborze rodzaju powłoki lakierniczej jest jej odporność na erozję. Różnorodność materiałów, z których wykonana jest sprężarka osiowa stwarza konieczność stosowania różnego rodzaju powłok zabezpieczających. Części sprężarki wykonane ze stopów aluminium zabezpieczone są przed korozją przez wytwarzanie na ich powierzchni tlenkowych powłok anodowych. Części lub powierzchnie kadłubów wlotowego i sprężarki narażone na erozyjne działanie pyłów zabezpieczone są przez nakładanie przeciwkorozyjnych powłok lakierniczych. Na tych powierzchniach, w wyniku utleniania chemicznego, wytworzono uprzednio warstwę ochronną. Powłoka lakiernicza chroni powierzchnie przed korozją w sposób mechaniczny, oddzielając metal od środowiska korozyjnego. W związku z tym wymagana jest całkowita szczelność i nieprzepuszczalność powłoki oraz dobre związanie jej

z pokrywaną powierzchnią. Powłoka musi spełnić te warunki w podwyższonej temperaturze (do 200°C).

Deformacje kadłubów, które mają niekorzystny wpływ na sprawność procesów sprężania i rozprężania w kanale głównym, są kompensowane poprzez system wymiany ciepła, który doprowadza sprężone powietrze o odpowiedniej temperaturze i ciśnieniu do poszczególnych segmentów kadłuba.



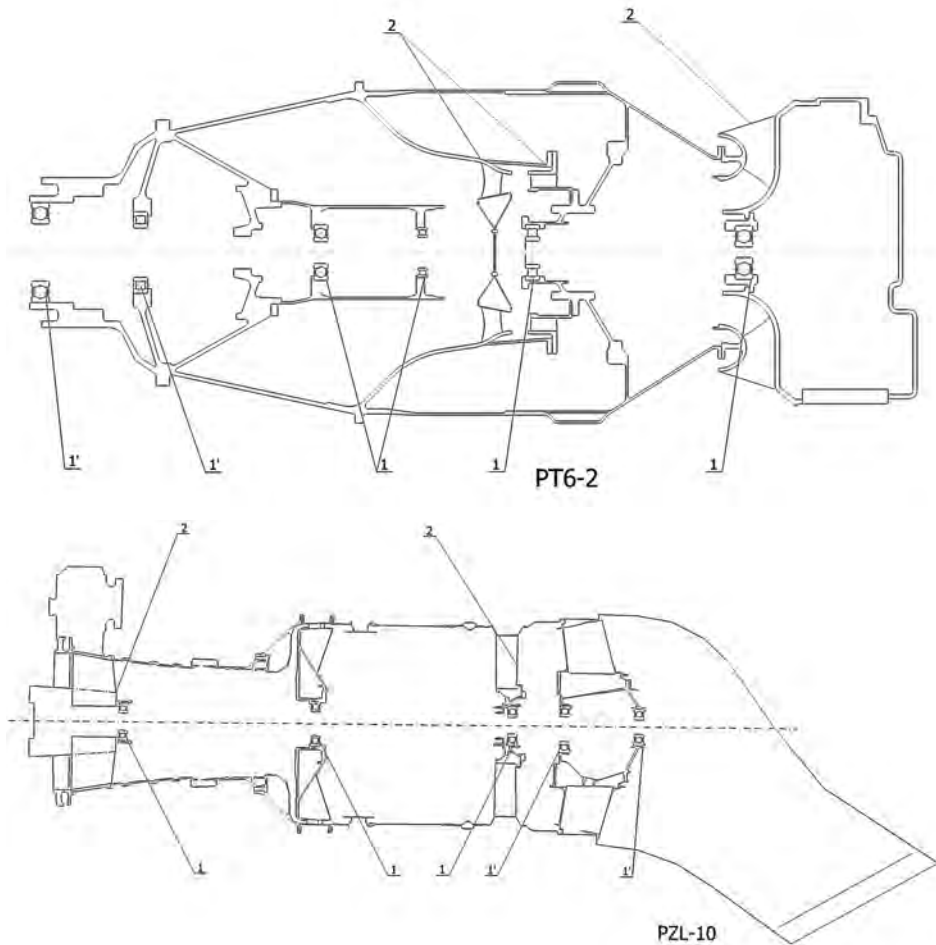
Rys. 4. Szkice struktur nośnych kadłubów silników odrzutowych:
a) dwuprzepływowy silnik odrzutowy, b) wentylatorowy silnik odrzutowy,
1 - podpora wirnika, 2,2' - kierownice, żebra nośne

Na rys. 4 zestawiono szkice charakterystycznych struktur nośnych kadłubów silników odrzutowych jedno i dwu przepływowych (w tym wentylatorowego).

Na szkicach nie zaznaczono miejsc odbioru napędu z wirnika wytwornicy spalin do skrzyni napędu agregatów i jej zamocowania w kadłubie. Jej usytuowanie wynika bowiem z konieczności zapewnienia łatwego dostępu eksploatacyjnego do agregatów – zależnego od przewidywanego miejsca zabudowy silnika na płatowcu. Wewnątrz kadłubowe w samolocie lub przykadłubowe skrzydłowe lub podskrzydłowe.

Na rys. 5 przytoczono schematy struktur nośnych kadłubów silników śmigłowych i śmigłowcowych. Jeszcze w sporej liczbie silników śmigłowych znajdujących się w użytkowaniu wykorzystuje się konstrukcje jednowirnikowe w których wirnik turbiny napędza sprężarkę oraz śmigło – za pośrednictwem zębatej przekładni redukcyjnej. Jednak dążenie do wysokiej sprawności zespołu napędu silnika w szerokim zakresie pracy silnika i warunków lotu, narzuca sensowność stosowania oddzielnego wirnika wytwornicy spalin (sprężarki i jej turbiny

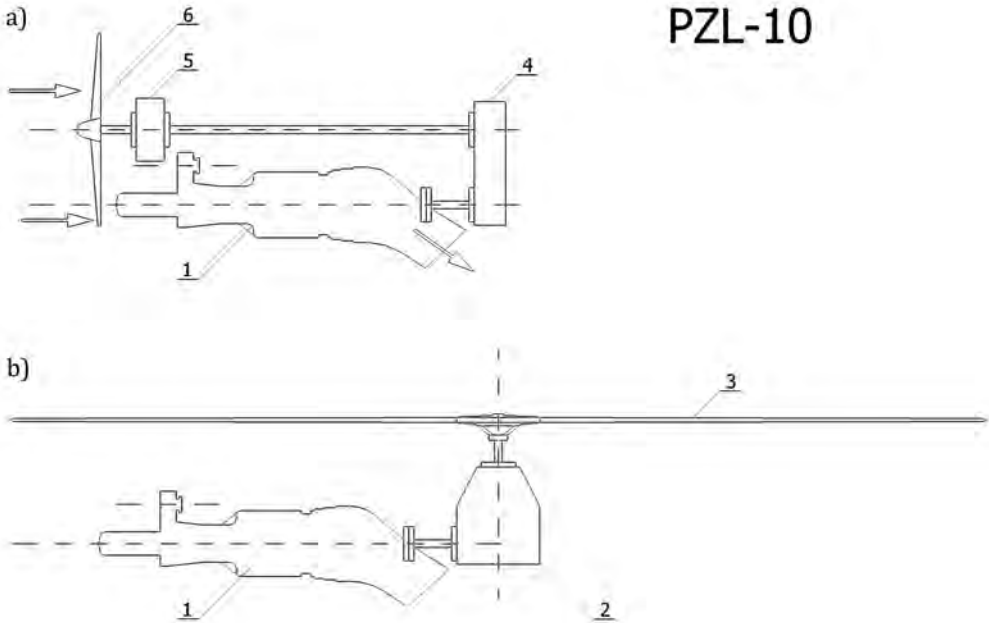
napędowej) i wydzielonej oddzielnej turbiny napędowej śmigła. Silniki z wydzieloną turbiną napędową są szczególnie korzystne jako napęd śmigłowców, ze względu na przebieg obrotowej charakterystyki momentu obrotowego tej turbiny – przy ustalonej prędkości obrotowej wirnika wytwornicy spalin. Stąd współczesne silniki śmigłowe i śmigłowcowe są budowane w układzie z oddzielną turbiną napędową. Pozwala to na budowanie identycznych (pod względem przepływowym) silników w dwóch wersjach przekazywania mocy tj. na śmigło oraz na wirnik nośny śmigłowca (rys. 6).



Rys. 5. Szkice struktur nośnych silników śmigłowych i śmigłowcowych
 1^{''} – podpora wirnika nośnego śmigła, 1 – podpora wirnika wytwornicy spalin,
 1' – podpora wirnika turbiny napędowej, 2 – stójki nośne

Z przeglądu przedstawionych szkiców wynika jednoznacznie komplikacja konstrukcji kadłubów i liczby podpór w przypadku zastosowania dwuwirnikowości sprężarek – a jest to konieczność w dwuprzepływowych silnikach odrzutowych. W silnikach RR RB-211 oraz Trent zastosowano konstrukcje trójwirnikowe, a także w RB199 z samolotu Tornado i turbinowym silniku śmigłowym PW-125 samolotów CASA. W konstrukcjach wielowirnikowych długie wały o małej średnicy zamontowane są współosiowo, a to powoduje, że giętkie postacie drgań występują już przy małych prędkościach obrotowych. W celu przesunięcia krytycznych prędkości

obrotowych na wyższy poziom, najlepiej poza zakres nominalny stosuje się wzajemne podparcie wirników w postaci łożyska wewnętrzznego. Wówczas obie bieźnie obracają się zgodnie w tym samym kierunku lecz ze znacznie mniejszymi prędkościami względnymi niż gdyby to łożysko było osadzone w nieruchomej podporze kadłuba silnika. Wnosi to jednak określone kłopoty wynikające z trudności niezbędnego chłodzenia i olejenia tak osadzonego łożyska, oraz uniemożliwia kontrole stanu łożyska technikami stosowanymi podczas eksploatacji.



Rys. 6. Wyprowadzenie wału napędowego wariantów silnika:
 a) śmigłowcowego, b) śmigłowego,
 1 - silnik, 2 - reduktor, 3 - wirnik nośny śmigła, 4 - reduktor wstępny,
 5 - reduktor śmigłowy, 6 - śmigło

OCENA OBCIĄŻEŃ KADŁUBÓW SILNIKÓW TURBINOWYCH

Względy konstrukcyjne nakazują ocenę nie tyle wartości naprężeń i osiągniętych współczynników bezpieczeństwa względem granic sprężystości użytych materiałów analizowanej części kadłuba w ekstremalnych warunkach cieplnych, lecz wielkości jej odkształceń cieplnych i sprężystych. Kadłuby silników turbinowych mają co najmniej dwie grupy węzłów konstrukcyjnych wymagających precyzyjnej oceny przemieszczeń i odkształceń promieniowych, w których muszą występować ściśle określone dokładności wzajemnego położenia części współpracujących. Dotyczy to bieżni łożysk na czopach wałów wirników w podporach kadłuba, luzów wierzchołkowych pomiędzy łopatkami roboczymi wieńców wirnikowych sprężarek i turbin oraz powierzchni współpracujących wszystkich uszczelnień labiryntowych. Odnosi się to do pracy w warunkach ustalonych i nieustalonych, w całym zakresie prędkości obrotowych silnika i warunków lotu statku powietrznego. Obciążenia kadłubów siłami i momentami częściowo równoważą się w samym silniku, a przenoszone na płatowiec węzłami mocowania to reakcyjne momenty sprężarek turbin (w stanach ustalonych) oraz ciśnienia w kanałach przepływowych z wyjątkiem ciągu w silnikach odrzutowych, a ciągu śmigła i jego reakcyjnego momentu obrotowego w silnikach śmigłowych i śmigłowcowych.

Węzły mocowania są według przepisów lotniczych klasyfikowane jako elementy krytyczne silnika. Na węzły mocowania w każdym typie silników przenoszone są obciążenia od siły ciężkości w warunkach lotu ustalonego i zwiększone obciążenia podczas lotu torach krzywoliniowych statku.

SŁY DZIAŁAJĄCE NA ZAWIESZENIE SILNIKA

$$P = \frac{-pm_{sil}}{g} + K_s + m_{sam}$$

gdzie,

K_s - ciąg silnika, p - wektor przyspieszenia środka masy - $p = [p_x, p_y, p_z]$, m_{sil} - masa silnika, m_{sam} - masa samolotu

Oddziaływanie silnika na zawieszenie jest sumą momentów od sił bezwładności i giroskopowych od manewrów samolotu.

$$Mx_z = Mx_b + Mx_g$$

gdzie,

M_b - Momenty działające na zawieszenie silnika od sił bezwładności $M_b = -\frac{dK_0}{dt} - \omega K_0$

M_g - Moment od sił giroskopowych $M_g = -I_0 \Omega \times \omega_s$

I_0 - masowy moment bezwładności wirnika

K - kręt samolotu w położeniu przestrzennym $K_0 = [K_x, K_y, K_z]$

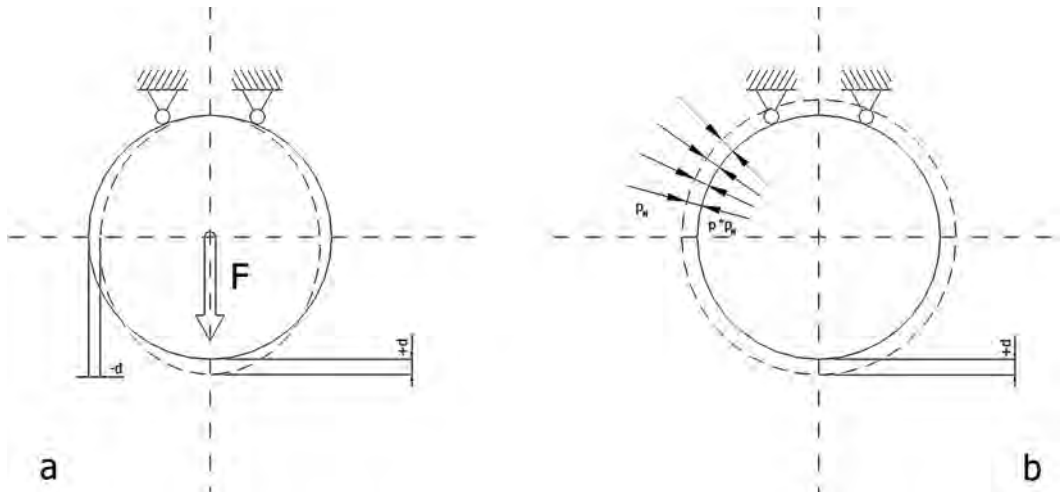
Ω - prędkość kątowna samolotu

ω_s - prędkość kątowna wirnika silnika

Zminimalizowanie wpływu reakcyjnych momentów obrotowych w silnikach śmigłowych można osiągnąć przez zastosowanie śmigieł przeciwbieżnych, co jest charakterystyczne w pojawiających się samolotach z napędem śmigło-wentylatorowym. Cienkościenne konstrukcje zewnętrznych ścian kadłubów, które są jednocześnie ścianami kształtującymi kanały przepływowe silników zawieszane punktowo w węzłach mocowania silników w płatowcu odkształcają się podczas przeciążeń poprzecznych (rys. 7). Wielkości tych odkształceń stanowiąc mogą o wyborze montażowych luzów wierzchołkowych łopatek sprężarek i turbin. Natomiast stosowanie coraz wyższych wartości sprężu w nowopowstających konstrukcjach zwłaszcza w wentylatorowych silnikach odrzutowych sprzyja powstaniu osiowo-symetrycznych odkształceń zewnętrznych ścian kadłubów, co może w znacznym stopniu niwelować wielkości odkształceń podczas przeciążeń siłami poprzecznymi.

Niepomijalnym obciążeniem elementów składowych kadłubów silników turbinowych jest odkształcalność cieplna - silnie zróżnicowana na strefę chłodną do osłony komory spalania i gorącą obejmującą pozostałą część kadłuba. Obydwie strefy są rozdzielone w przedziale silnikowym ścianą ogniową i oddzielnie wentylowanymi - chłodzone wymuszonym przepływem powietrza. Zmniejszenie wpływu odkształceń cieplnych konstrukcji jest realizowane przez systemy chłodzenia, odpowiedni dobór materiałów oraz rozwiązania konstrukcyjne zawierające elementy podatne.

Poszczególne zespoły kadłubów są wykonywane ze stopów aluminium, tytanu, stali oraz stopów żaroodpornych, różniących się współczynnikami rozszerzalności cieplnej. Szczególnej uwadze są poddawane kadłuby łożysk, tak aby ich przemieszczenia promieniowe nie powodowały zacisku łożysk. Już w silnikach RR Derwent i Nene kadłuby łożysk podpierających turbinę były połączone z kadłubem turbiny za pomocą żeber skośnie usytuowanych, co na skutek przemieszczenia kątownego kadłuba wynikającego z obciążenia cieplnego, ogranicza możliwość zacisku bieżni łożyska. Komora łożyskowa w części gorącej silnika jest oddzielana od kanału przepływowego dwupowłokowa strukturą i wentylowana powietrzem z za sprężarki. Zwiększa to trwałość łożysk poprzez obniżenie temperatury ich pracy i zmniejsza niebezpieczeństwo koksowania oleju. Powyższe odnosi się również do uproszczonych modeli fizycznych kadłubów, które pozwalają jednak ocenić wpływ najważniejszych rodzajów obciążeń na odkształcenia kadłubów, zależnych od zakresów pracy silników warunków lotu. W każdym przypadku nowych konstrukcji konieczne jest prowadzenie odpowiednich badań eksperymentalnych odzwierciedlających rzeczywiste obciążenia w przewidywanych warunkach użytkowania samolotu. Zróżnicowanie odkształcalności cieplnej części współpracujących ze sobą narzuca dobór odpowiednich pasowań i luzów.



Rys. 7. Odkształcenie ścian zewnętrznych kadłubów silników pod działaniem sił:
a) poprzecznych, b) ciśnienia w kanale wlotowym

F - siła poprzeczna, π - spręż silnika, p_H - ciśnienie otoczenia, δ - przemieszczenie promieniowe ściany pod działaniem obciążeń

KADŁUBY JAKO ŹRÓDŁO INFORMACJI DIAGNOSTYCZNYCH

W wewnętrznej strukturze, oraz na zewnętrznych mocowaniach kadłubów silników turbinowych znajdują się przewody instalacji paliwowej, olejowej, powietrznej. Zarówno na przewodach rurowych jak i bezpośrednio na kadłubach mocowane są czujniki ciśnienia, temperatur, poziomu drgań, czy „korki magnetyczne”, które dostarczają informacji zarówno do systemu diagnostycznego, umożliwiającego ocenę stanu zużycia silnika, jak i do systemu ostrzegania przed awarią, zainstalowanego w kabinie pilota samolotu. Czujniki drgań umieszczone są na kadłubach w pobliżu głównych podpór wirników, w miejscu które zapewnia dogodny dostęp w trakcie obsługi eksploatacyjnej oraz pomiar poziomu drgań wirnika bez dodatkowego

wpływu elementów sprężystych i tłumiących konstrukcji. Pomiar częstotliwości oraz amplitudy drgań umożliwia zarówno ocenę stanu wirnika (wektor niewyważenia pojawiający się w wyniku oderwania się części łopatki) oraz stopnia uszkodzenia węzłów łożyskowych (wzrost poziomu amplitudy drgań spowodowane pojawieniem się nadmiernych luzów w łożysku). Doświadczenie wskazuje, że częstotliwości odpowiadające zdwojonej prędkości obrotowej wirnika sygnalizują zużywanie się łożysk, w których jest osadzony. System przepływów wewnętrznych rozprowadza sprężone powietrze o odpowiednich parametrach pobierane z różnych części głównego kanału sprężania kanałami i przewodami rurowymi znajdującymi się na zewnątrz kadłubów jak i w ich strukturze, zarówno w celu ogrzewania elementów konstrukcji we wlocie do sprężarki, jak i obniżania temperatury kadłubów w strefie gorącej oraz wymuszania przepływów przez elementy wirnika poprzez zapewnienie odpowiedniej różnicy ciśnienia. Sterowanie procesem ogrzewania i chłodzenia poszczególnych sekcji kadłubów ma szczególne znaczenie w trakcie akceleracji i deceleracji silnika. Sterowanie wielkością luzów wierzchołkowych na łopatkach wirnikowych zespołów turbin, przy szybkich zmianach temperatury spalin umożliwia utrzymanie optymalnej sprawności turbiny a jednocześnie zabezpiecza wierzchołki piór łopatek roboczych przez zacieraniem w elementach uszczelniających kadłuba.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Instytut Lotnictwa – Zakład Silników Lotniczych – „Projekt Wstępny silnika D-18 Obliczenia sił poprzecznych obciążających łożyska pędni” – Warszawa 1987 r.
- [2] Instytut Lotnictwa – Zakład Silników Lotniczych – „Opis silnika K-15” – Warszawa 1993 r.
- [3] Instytut Lotnictwa – Zakład Silników Lotniczych – „Instrukcja eksploatacji silnika K-15” – Warszawa 1993 r.
- [4] Instytut Lotnictwa – Zakład Silników Lotniczych – „Sprawozdania i protokoły z badań silników K-15, K-16, SO-3, D-18, GTD-350”
- [5] W. Balicki [i in.] – „*Lotnicze zespoły napędowe*” – Wyd. WAT, Warszawa 2009 r.

WLOTY POWIETRZA TURBINOWYCH SILNIKÓW ODRZUTOWYCH I ICH WPŁYW NA WŁAŚCIWOŚCI LOTNE SAMOLOTÓW ORAZ ZAGROŻENIA BEZPIECZEŃSTWA LATANIA

WŁODZIMIERZ BALICKI, PAWEŁ GŁOWACKI, STEFAN SZCZECIŃSKI

Instytut Lotnictwa

RYSZARD CHACHURSKI, ADAM KOZAKIEWICZ

Wojskowa Akademia Techniczna

JERZY SZCZECIŃSKI

General Electric Poland

Streszczenie

W pracy starano się opisać kompleksowo specyfikę dopływu i przepływu powietrza przed wlotami i w kanałach wlotowych silników odrzutowych w różnych warunkach lotu oraz startu i lądowania samolotów. Zwrócono uwagę na zagrożenia uszkodzeń silników przez zderzenia łopatek wirników sprężarek (i wentylatorów silników dwuprzepływowych) z ciałami ptaków, bryłkami lodu osadzającego się na krawędziach wlotu oraz „ciała obcych” zasysanych z nawierzchni lotniska podczas startu i lądowania z włączonym odwracaczem ciągu. Wskazano na wpływ ukształtowania kanałów wlotowych powietrza do silników samolotów bojowych na intensywność echa radarowego.

Słowa kluczowe: prędkość lotu, prędkość we wlocie, ciśnienie spiętrzenia, wir wlotowy, oblodzenie wlotów

WSTĘP

Wprowadzenie do lotnictwa turbinowych silników spalinowych (a zwłaszcza odrzutowych) zrewolucjonizowało poglądy na temat wzajemnego oddziaływania aerodynamicznego zespołu napędowego i samolotu. Stosowane uprzednio napędy samolotów stanowiły śmigła napędzane spalinowymi silnikami tłokowymi. Główną cechą tej symbiozy jest mała zależność mocy silnika od prędkości lotu - przy małym zapotrzebowaniu powietrza przez silniki (statystycznie z 1kg/s powietrza uzyskiwano ok. 700 kW mocy) przy wielokrotnie (blisko 2 rzędy wielkości) większym zapotrzebowaniu strumienia powietrza przyspieszanego w płaszczyźnie obracającego się śmigła dla uzyskania ciągu niezbędnego do lotu samolotu. Zapotrzebowanie powietrza przez, nawet największej mocy, silniki II Wojny Światowej, rzadko przekraczało 2 kg/s.

Pojawienie się turbinowych silników napędzających śmigła spowodowało blisko 4 - krotne zwiększenie zapotrzebowania powietrza przez te silniki¹ w porównaniu z silnikami tłokowymi o podobnej mocy.

Jednak prawdziwie skokowy wzrost zapotrzebowania powietrza przez turbinowe silniki odrzutowe (tj. maszyny bezpośrednio wytwarzające ciąg) nastąpił po wprowadzeniu dwuprzepływowych wentylatorowych silników odrzutowych do lotnictwa transportowego i pasażerskiego trans- i międzykontynentalnego. O ile pierwsze seryjnie produkowane turbinowe silniki odrzutowe pobierały z atmosfery kilkanaście kg/s powietrza, to współcześnie skonstruowane wentylatorowe silniki odrzutowe do samolotów pasażerskich, jak np. Airbus 380 czy Boeing 787 pobierają ponad 1 000 kg/s powietrza (silnik GE90 – ponad 1 400 kg/s – Boeing 777) podczas startu samolotu. Stwarza to ogromne problemy z powodu zbierania z dużego obszaru nawierzchni lotniska przed wlotami silników wszelkich zanieczyszczeń (silnik działa jak gigantyczny odkurzacz), a za wylotem - także z włączonym odwracaczem ciągu – strumień spalin wydmuchuje i wyrwa słabiej związane z nawierzchnią okruchy betonu, żwiru czy asfaltu, rozrzucając je po znacznym obszarze za samolotem. Podczas lotu należy się liczyć z wpadnięciem do wlotu silnikowego już nie pojedynczych ptaków, lecz całych ich stad, a także zderzeń z łopatkami wirników sprężarek czy łopat wentylatorów obrywających się z krawędzi wlotu kawałków lodu, zwłaszcza w przypadku zbyt późnego włączenia instalacji przeciwblo-dzeniowej.

1. SPECYFIKA KSZTAŁTOWANIA WLOTÓW W SAMOLOTACH BOJOWYCH ORAZ SAMOLOTÓW PASAŻERSKICH I TRANSPORTOWYCH

Główne zadanie wlotu to zapewnienie równomiernego rozkładu prędkości i ciśnienia strumienia powietrza bezpośrednio przed wlotem do palisady łopatek sprężarki lub wentylatora silnika dwuprzepływowego z minimalnymi stratami. Podstawową trudność stanowi tu jednak fakt, że spełnienie tego wymogu jest bardzo utrudnione ze względu na specyfikę lotnictwa. Każdy statek powietrzny przemieszcza się przestrzennie, z bardzo zróżnicowanymi i dużymi prędkościami oraz wysokościami lotu, w atmosferze o określonych właściwościach i cechach fizycznych powietrza atmosferycznego, jak np. gęstość, lepkość i prędkość dźwięku. Wymienione tu przykładowo cechy zależące od strefy klimatycznej, wysokości nad poziomem morza, czy pory roku, muszą być uwzględniane podczas projektowania wlotów do silników samolotów odrzutowych przewidywanych do użytkowania w określonym zakresie prędkości i wysokości lotów.

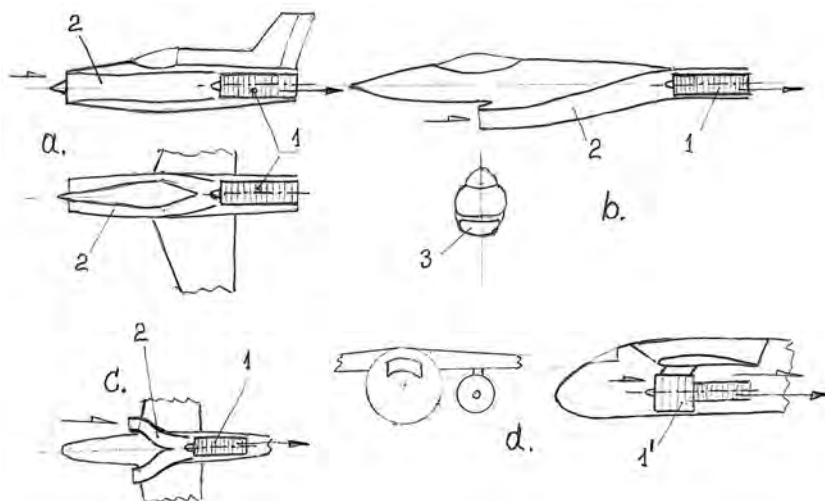
Od początku stosowania silników odrzutowych w samolotach bojowych wybrano dla nich miejsce w tylnej części kadłuba – tak, aby wektor ciągu od wypływających spalin układał się wzdłuż osi kadłuba (i kierunku lotu) przechodząc przez środek masy samolotu. Powodowało to spore komplikacje w doprowadzaniu powietrza do silnika kanałami zapewniającymi jak najmniejsze opory przepływu z jednoczesnym naporem powietrza do wlotu – wynikającym z prędkości lotu samolotu.

Natomiast w samolotach pasażerskich wykształtował się sposób podskrzydłowego mocowania silników w indywidualnych gondolach. Umożliwia to swobodny dopływ powietrza do krótkich wlotów 2 lub 4 silników o łatwym dostępie dla mechaników dokonujących na lotnisku niezbędnych przeglądów i czynności eksploatacyjnych.

Na rysunku 1 przedstawiono schematy kilku charakterystycznych rozmieszczeń wlotów, kanałów doprowadzających powietrze do silników oraz samych silników w kadłubach samolotów

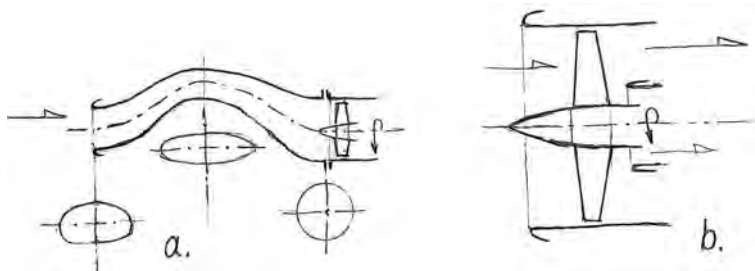
¹Wynika to z konieczności zapewnienia temperatury spalin kierowanych do turbiny na poziomie dopuszczalnym dla bezpiecznej (ze względów wytrzymałościowych) pracy tego zespołu.

bojowych oraz położenie silników we współczesnych samolotach pasażerskich. Ten sposób rozmieszczania silników w dużych samolotach pasażerskich wyparł (chyba już całkowicie) mocowanie przykadłubowe silników².



Rys. 1. Charakterystyczne położenia wlotów i kanałów przepływowych powietrza do silników odrzutowych samolotów bojowych (a, b, c) oraz pasażerskich (d): 1 – silnik, 1' – wentylatorowy dwuprzepływowy silnik o dużym stosunku natężeń przepływu, 2 – kanał przepływowy, 3 - wlot

Oddalenie silników od kadłuba samolotu, w porównaniu z silnikami mocowanymi przykadłubowo, ułatwia dostępność eksploatacyjną do silników i poprawia komfort pasażerów przewożonych w kadłubie.



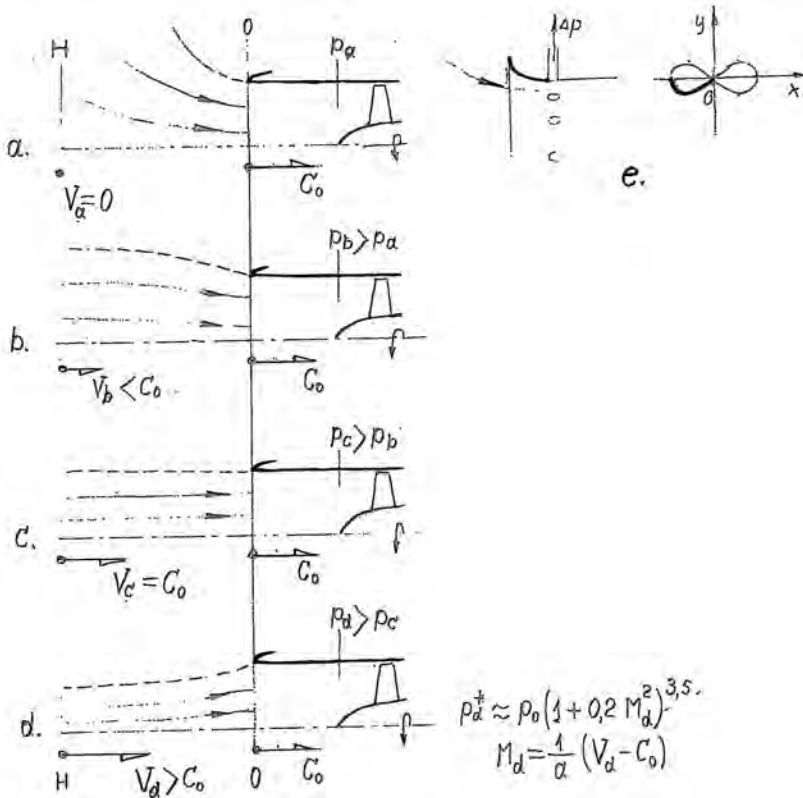
Rys. 2. Specyficzne ukształtowanie wlotu i wewnątrzkadłubowego kanału dolotowego do silnika samolotu bojowego (a) oraz wlotu do podskrzydłowego wentylatorowego silnika odrzutowego samolotu pasażerskiego (b)

Na rysunku 2 pokazano charakterystyczne ukształtowanie kanałów wlotowych powietrza do wewnątrzkadłubowego silnika samolotu bojowego oraz podskrzydłowego silnika samolotu pasażerskiego. W pierwszym przypadku rzuca się w oczy bardzo skomplikowany kształt osi kanału i jego przekrojów poprzecznych. Stanowi to skutek kompromisu między wystarczającą sprawnością i jednorodnością rozkładu prędkości napływu i ciśnień bezpośrednio przed wlo-

²Przykadłubowe usytuowanie silników zapoczątkowano we francuskich samolotach „Caravelle”. Jest ono nadal stosowane w samolotach dyspozycyjnych oraz nielicznych mniejszych samolotach pasażerskich, np. ERJ145 czy Fokker 100, natomiast w dużych samolotach pasażerskich zrezygnowano z niego na rzecz układu podskrzydłowego po wprowadzeniu do eksploatacji samolotów szerokokadłubowych.

tem do sprężarki silnika, a zachowaniem poprawnej aerodynamiki kadłuba samolotu i dostatkowi miejsca w kabinie dla pilota i urządzeń wewnętrznych samolotu. Natomiast wloty do poskrzydłowych silników samolotów pasażerskich cechuje wręcz wzorcowa prostota tak pod względem napływu powietrza z przestrzeni (oddalonych od kadłuba samolotu i jego podwozia podczas startu i lądowania), jak i niezakłóconego geometrycznie osiowoosymetrycznego bardzo krótkiego kanału dolotowego do obu kanałów wentylatorowego silnika odrzutowego.

W tym artykule nastawne wloty silników naddźwiękowych samolotów bojowych, ich opisy i działanie w różnych warunkach lotu całkowicie pominięto – tak ze względu na obecną dostępność bardzo wielu pozycji literaturowych, jak i obserwowane zmiany taktyki lotniczej ograniczającej potrzeby wykonywania lotów z prędkością naddźwiękową³. W tej pracy natomiast zdecydowaliśmy się przedstawić opisy zmian cech przepływowych wlotów powietrza do silników podczas lotu z różnymi prędkościami i osiągu silnika traktowanego jako zespół napędowy wraz z wlotem.



Rys. 3. Wpływ prędkości lotu na efektywność pracy wlotu powietrza do silnika i opór aerodynamiczny gondoli silnikowej:

a - podczas pracy silnika na postoju samolotu, b - podczas lotu z bardzo małą prędkością, c - w warunkach przelotowych, d - z dużą prędkością lotu, e - ukształtowanie wlotu wg lemniskaty,

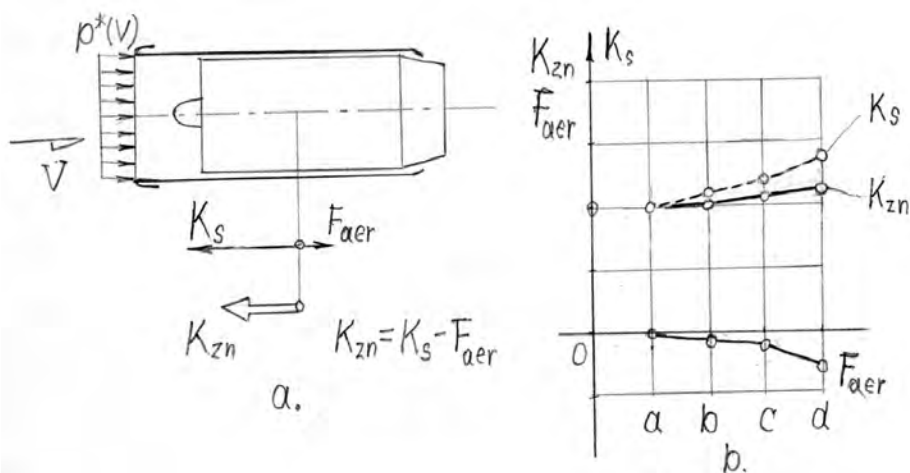
V, C_0 - prędkość lotu i prędkość przepływu powietrza we wlocie, p - ciśnienie przed wlotem do silnika,

$M = V/a$ - prędkość lotu wyrażona liczbą Macha, a - prędkość dźwięku

³Nasze naddźwiękowe F-16 nie mają nastawnych wlotów powietrza do silników ale, ponieważ użytkownik może wybrać silnik GE albo PW, które mają zbliżone osiągi przy nieco różnych natężeniach przepływu powietrza, to płatowcowe wloty powietrza różnią się polami powierzchni.

Na rysunku 3 przedstawiono wloty z zaznaczeniem wektorów prędkości przepływu w kanale dolotowym oraz wektorów prędkości napływu powietrza V z przestrzeni przedwlotowej (tutaj równej prędkości lotu samolotu). Przedstawiono także charakter napływu powietrza zasysanego z otoczenia podczas pracy silnika nieruchomego samolotu na ziemi. W każdym z przypadków przyjęto jednakowe prędkości C_0 w kanale dolotowym silnika, natomiast różne prędkości V lotu samolotu!

Pierwszy przypadek (a) zachodzi podczas pracy silnika samolotu na postoju, co oznacza, że dopływ powietrza do silnika jest wyłącznie skutkiem ssącego działania sprężarki napędzanej energią turbiny. Dla tego zakresu warunków pracy silnika uważa się za najlepsze ukształtowanie wlotu w postaci odcinka lemniskaty⁴. Drugi przypadek (b) zachodzi podczas lotu z niewielką prędkością – mniejszą niż we wlocie silnika, ale już „wspomagającą” zasysanie powietrza przez sprężarkę silnika. Trzeci przypadek (c) to występowanie jednakowych wartości prędkości w kanale dolotowym silnika i prędkości lotu. W tym przypadku ciśnienie spiętrzenia p_c^* strumienia wynikające z prędkości lotu V_c pokrywa straty dolotowe strumienia zasysanego przez sprężarkę, a na wlocie do sprężarki panuje ciśnienie bliskie ciśnieniu otoczenia. Natomiast czwarty przypadek (d) przedstawia warunek lotu z większą prędkością niż we wlocie silnikowym. Wówczas występuje „dynamiczne doładowanie” silnika powietrzem o ciśnieniu całkowitym p_d^* wynikającym z nadwyżki prędkości lotu V_d nad prędkością we wlocie silnika C_0 . Wpływa to oczywiście na wzrost ciągu silnika ze względu na wzrost masowego natężenia przepływu powietrza przez silnik⁵, jednak zwiększone ciśnienie w płaszczyźnie wlotu silnika wywołuje powstanie siły oporu aerodynamicznego F_{aer} skierowanego przeciwnie do kierunku lotu samolotu.



Rys. 4. Schemat dolotu powietrza do silnika (a) oraz zależność ciągu silnika K_s , oporu aerodynamicznego F_{aer} oraz ciągu zespołu napędowego K_{zn} od prędkości lotu V samolotu (b): a, b, c oraz d – charakterystyczne przypadki prędkości lotu odpowiadające oznaczeniom z rys. 3

Na rysunku 4 pokazano schemat dolotu powietrza do silnika (z prędkością V lotu samolotu) z zaznaczeniem układu sił ciągu silnika K_s , oporu aerodynamicznego F_{aer} i wypadkowego ciągu K_{zn} zespołu napędowego dla charakterystycznych przypadków prędkości lotu V , jak na rys. 3.

⁴Tak ukształtowane wloty są wykorzystywane w badaniach stacjonarnych silników turbinowych, co umożliwia jednocześnie pomiar natężenia przepływu powietrza, a także stosowane są w samolotach poddźwiękowych.

⁵Ze względu na większe ciśnienie w strumieniu powietrza wlotowego i jego gęstość.

Przedstawiona problematyka związków prędkości V lotu samolotu z ciągiem K_{zn} zespołu napędowego, zależnym także od zakresu pracy silnika (przede wszystkim od prędkości obrotowych jego wirników) oraz wysokości lotu H , wskazuje na potrzebę równoległego wyboru (i w następstwie konstruowania) osiągnięć samolotu i silnika. Jest to zadanie bardzo trudne: wybrać optymalne proporcje ciągu zespołu napędowego i prędkości lotu koniecznych do spełnienia wymogów przewidywanych misji lotniczych samolotu. Oczywiście, jest to zadanie skomplikowane, ale konieczne do spełnienia w samolotach bojowych bezpośredniego wsparcia pola walki, ale względnie łatwe i korzystne w samolotach lotnictwa pasażerskiego i transportowego dalekiego zasięgu⁶.

2. ZAGROŻENIA USZKODZENIA SILNIKÓW I ICH WLOTÓW POWIETRZA

Wloty i kanały wlotowe do turbinowych silników odrzutowych, jak i same silniki „od zawsze” są narażone na uszkodzenia mechaniczne na skutek zassania z podłoża tzw. ciał obcych podczas pracy silników na ziemi, a w locie wskutek wpadnięcia ptaka (lub nawet ich stada), bryłek gradu czy kawałków lodu oderwanych z krawędzi wlotu. Powyższe zagrożenia intensyfikują się wraz ze wzrostem ciągu silników (i wzrostem natężenia przepływu powietrza przez ich wloty). Szczególnie narażone są wentylatorowe silniki dwuprzepływowe zamocowane na płatawcu podskrzydłowo.

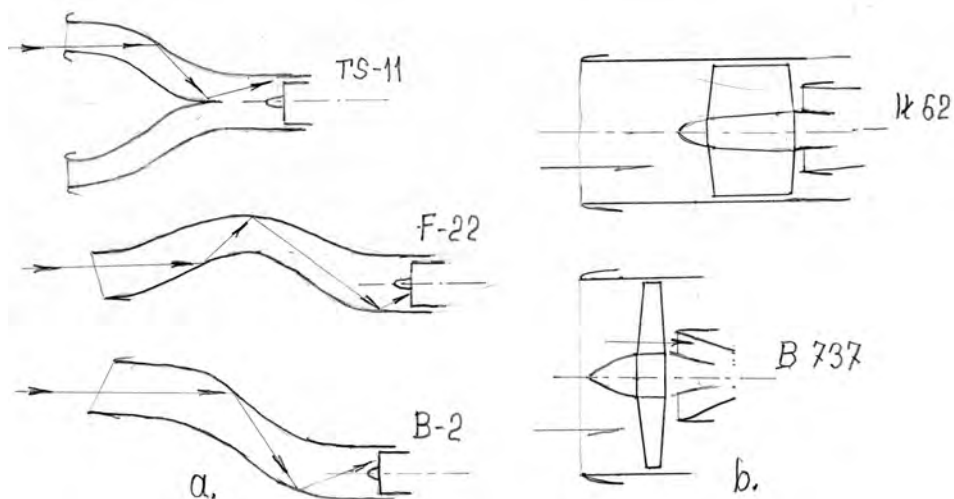
Występuje wówczas zbieg okoliczności: bardzo duże natężenie przepływu, bliskość krawędzi wlotu względem nawierzchni lotniska oraz duże prawdopodobieństwo wywołania intensywnego wiru wlotowego spowodowanego ruchem łopatek obracającego się wentylatora. Środki przeciwdziałania temu zjawisku to zastosowanie wyłożonych na ziemi przeszkód ograniczających możliwość powstania wiru, w postaci klinów, ostrosłupów i kratki, czy nawet sztucznej trawy. Natomiast **podczas lotu zachodzi absolutna konieczność wyprzedzającego włączenia systemu ogrzewania** uniemożliwiającego powstanie oblodzenia krawędzi wlotu do kanału doprowadzającego powietrze do silnika. Dostatecznie pewnego zabezpieczenia przed wpadnięciem ptaków do wlotów silników nie ma. W silnikach Rolls-Royce Derwent i Nene oraz ich „licencyjnych” wersjach rozwojowych stosowano na wlotach do sprężarek stalowe siatki (o oczkach rzędu kilku milimetrów) skutecznie chroniące łopatki zabieraków ich wirników, ale niestety pogarszających sprawność tych zespołów. W sprężarkach osiowych i wentylatorowych silników dwuprzepływowych ochronę przed uszkodzeniami wirników mogą stanowić palisady kierownic przed ich stopniami wlotowymi⁷.

Pod względem cech ochronnych samych wlotów oraz ich kanałów dolotowych silników wyraźnie zarysowuje się podział na osiowosymetryczne krótkie wloty silników samolotów pasażerskich i transportowych (instalowanych na samolotach zarówno podskrzydłowo, jak i przykadłubowo) oraz długie, krzywoliniowe kanały do wewnątrzkadłubowych silników samolotów bojowych, a także szkolno-bojowych. W tej grupie samolotów ukształtowanie kanałów (zwykle w formie bardzo spłaszczonej litery „S”) ma wady w postaci oporów przepływu, ale i zalety – utrudniona obserwacja echa radarowego wirujących wlotowych łopatek wirnika sprężarki lub wentylatora oraz ewentualne wpadnięcia ptaka do silnika już w postaci bezwładnego ciała z pogruchotanymi kośćmi – wskutek wielokrotnych zderzeń ze ścianami kanału z prędkością rzędu 200 m/s. Podobnie następuje rozdrabnianie bryłek gradu lub kawałków lodu oderwanego z krawędzi natarcia wlotu kanału - dolotowego.

⁶Długotrwałe loty z pełnym obciążeniem oraz ustaloną prędkością V i wysokością H .

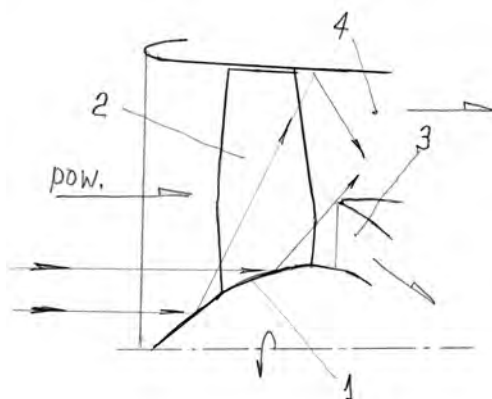
⁷W silnikach wentylatorowych powszechnie stosuje się malowanie spiralnych smug na stożkach stopni wlotowych ich wirników w kolorach „błyszczących” podczas ruchu obrotowego – imitujących blask oczu ptaków drapieżnych.

Na rysunku 5 przedstawiono szkice opisanych wyżej wlotów i kanałów dolotowych powietrza do silników. Wydawać się może, że powyższe opisy wyczerpują problematykę istoty roli, jaką spełniają wloty powietrza do turbinowych silników samolotów odrzutowych wykorzystywanych w specyficznych obszarach współczesnego lotnictwa, ale okazuje się, że wymogi bezpieczeństwa latania wręcz narzucają konieczność permanentnego poszukiwania sposobów poprawy konstrukcji wlotów.



Rys. 5. Charakterystyczne kształty kanałów dolotowych powietrza do silników odrzutowych samolotów bojowych (a) oraz podskrzydłowych i przykadłubowych silników samolotów pasażerskich (b)

Jednym z zaskakujących skutków poszukiwań jest skonstruowanie przez firmę General Electric „urządzenia” spełniającego rolę bezwładnościowego odpylacza powietrza wlotowego w wentylatorowym dwuprzepływowym silniku odrzutowym. Polega ono na takim ukształtowaniu wlotowego stożka wirnika wentylatora, aby „ugięty” strumień powietrza wyniósł mniejsze ziarna pyłu do kanału zewnętrznego, a większe – odbite od ściany stożka „wrzucił” do tego kanału. Schemat wyjaśniający ideę „odpylacza” przedstawiono na rysunku 6.



Rys. 6. „Odpylacz” powietrza wlotowego wg idei firmy General Electric:
1 – stożek wlotowy, 2 – wentylator, 3 – kanał wewnętrzny silnika, 4 – kanał zewnętrzny

Jest to niewątpliwie zaskakujące (ze względu na skalę wymiarów) wykorzystanie zasady działania bezwładnościowego odpylacza zintegrowanego ze śmigłowcowym silnikiem T700 tej samej firmy, od dawna wykorzystywanego jako napęd śmigłowców bojowych. Konstruktor zastosował dodatkowo uchylne kłapy w zewnętrznej ścianie kanału wewnętrznego, aby usunąć ze strumienia wewnętrznego pozostałe resztki małych ziaren pyłu, które jak dotąd usuwa się podczas okresowego mycia kanałów strumieniem wody.

Odpylacz taki skutecznie chroni także delikatne łopatki wirników i kierownic przed zderzeniami z ziarnami gradu i kawałkami lodu mogącego się osadzać na krawędzi wlotu przy zbyt późnym włączeniu ich ogrzewania.

PODSUMOWANIE

Największe zagrożenia uszkodzeń silników odrzutowych i ich skutków stanowią zderzenia łopatek ich wirników z przedmiotami o znacznej masie, które znalazły się w kanale przepływowym wytwornicy spalin. Wynika stąd jednoznacznie, że takie przypadki mogą występować w przypadku:

- wpadnięcia do wlotu silnikowego pojedynczego ptaka lub nawet sporego stada podczas lotu samolotu⁸
- wpadania do wlotu bryłek gradu – w znacznej części możliwe do przewidzenia przez załogę
- wpadnięcia do kanału dolotowego silnika kawałków lodu osadzającego się na krawędziach wlotu przy nie włączeniu instalacji przeciwoblodzeniowej lub po zbyt późnym jej włączeniu
- konieczne jest wyprzedzające włączenie instalacji przez odpowiednio dokształconą załogę
- zassanie z nawierzchni lotniska ciał obcych przez powstały wir wlotowy – możliwe jest utrudnienie tworzenia się wiru przez zastosowanie odpowiednich przeszkód naziemnych oraz zachowanie absolutnej czystości nawierzchni w strefie wyczekiwania na start i miejscach obsługi silników.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Balicki W., Chachurski R., Głowacki P., Kozakiewicz A., Szczeciński J., Szczeciński S., *Problematyka filtracji powietrza wlotowego do turbinowych silników śmigłowcowych*, Prace Instytutu Lotnictwa, nr 199, Instytut Lotnictwa, Warszawa, 2009;
- [2] Balicki W., Głowacki P., Szczeciński S., *Uszkodzenia silników odrzutowych*, Przegląd Sił Powietrznych, nr 2 (008), Warszawa, 2008;
- [3] Chachurski R., *Zagrożenia oblodzeniem silników tłokowych*, Prace Instytutu Lotnictwa, nr 199, Instytut Lotnictwa, Warszawa, 2009;
- [4] Gajewski T., *Analiza zgodności współpracy turbinowego silnika odrzutowego z wlotem*, Technika Lotnicza i Astronautyczna, nr 9, Warszawa, 1975;
- [5] Głowacki P., *GENx – nowe technologie i ich wpływ na obsługę techniczną*, Seminarium Lotnicze silniki turbinowe, Poznań, 2009;
- [6] Kazimiński Z., *Ruch wirowy płynów w przyrodzie oraz w maszynach i urządzeniach*, Wydawnictwo Politechniki Łódzkiej, Łódź, 2007.

⁸Srednica wlotu już znacznej liczby wentylatorowych dwuprzepływowych silników odrzutowych dochodzi do 3 m lub nawet przekracza tę wartość, a prędkość osiowa strumienia we wlocie 200 m/s. Zdarzenia takie są dość częste, ale zupełnie przypadkowe – zaskakujące pilotów.

BUDOWA MODELU UKŁADU WLOTOWEGO SILNIKA F-100-PW-229 W SAMOLOCIE F-16 NA POTRZEBY ANALIZY POWSTAWANIA WIRU WLOTOWEGO

ADAM KOZAKIEWICZ, MICHAŁ FRANT

Wojskowa Akademia Techniczna

Streszczenie

W pracy przedstawiono wybrane problemy budowy złożonego obiektu (wirtualnego modelu kanału wlotowego do silnika samolotu F-16) na potrzeby numerycznej analizy zjawiska powstawania wiru wlotowego.

Opisano proces dyskretyzacji w rozpatrywanym zagadnieniu oraz zawarto pewne wskazówki i wytyczne do przygotowania i przeprowadzenia operacji dyskretyzacji obszaru obliczeniowego. W dalszej części przedstawiono wybrane wstępne wyniki testowe mające na celu sprawdzenie poprawności kształtu obiektu, siatki obliczeniowej jak i doboru warunków brzegowych oraz algorytmu rozwiązania.

Powyższa praca stanowi wstęp do przeprowadzenia szerszej analizy powstawania niebezpiecznego zjawiska wiru wlotowego do silnika samolotu F-16.

Słowa kluczowe: numeryczna mechanika płynów, wir wlotowy, aerodynamika wlotu silnikowego

WSTĘP

Pracujący silnik w warunkach na ziemi zasysając niezbędne do pracy powietrze wytwarza przestrzenne pole prędkości. Cechą charakterystyczną w tym polu jest linia stagnacyjna oraz punkt, w którym styka się ona z ziemią zwany punktem stagnacyjnym [17]. Wprowadzenie zakłóceń zewnętrznych w postaci prędkości względem powietrza podczas startu, czy podmuch boczny powietrza mogą spowodować powstanie wiru obracającego się wokół linii stagnacyjnej. Zjawisko to sprzyja podrywaniu okruszków betonu czy innych zanieczyszczeń z płyty lotniska. Rys. 1 doskonale ilustruje zjawisko wiru wlotowego i jego następstw.



Rys. 1. Wir wlotowy powstały na wlocie do silnika samolotu F-16 (a), uszkodzona sprężarka silnika turbinowego w wyniku zassania ciała obcych przez układ wlotowy silnika (b)

Wspólną cechą współczesnych wlotów silnikowych samolotów wielozadaniowych jest dość niskie ich położenie, przykładowo: wlot MiG-29 znajduje się na wysokości 90 cm nad powierzchnią lotniska i nawet zastosowanie specjalnych żaluzji wlotowych i wykorzystywanie dodatkowych wlotów na górnej powierzchni kadłuba nie zabezpiecza przed niekorzystnymi zjawiskami zassania „ciał obcych” do kanału silnika. W przypadku samolotu F-16 jest to wysokość rzędu 100 cm. W wyniku czego występuje konieczność prowadzenia badań mających na celu zabezpieczenie silnika przed uszkodzeniami. Jeżeli odwołamy się do danych amerykańskich dotyczących tego samolotu to np. wypadki lotnicze kategorii B (kalectwo ludzi lub straty powyżej 200 tys. \$) związane z zassaniem ciała obcego w roku 1996 wynosiły 5, a w 2001 r. było już ich 38 (wzrost 7 - krotny).

Zagadnienia dotyczące powstawania wiru wlotowego i zasysania ciał obcych przez turbينية silniki odrzutowe było analizowane przez polskich pracowników naukowych lecz dotyczyły one wcześniej eksploatowanych statków powietrznych takich jak Mig-21, TS-11 Iskra czy samolot Iryda [13,16].

1. BUDOWA MODELU UKŁADU WLOTOWEGO

Badania numeryczne aerodynamiki (opływu) obiektów niezależnie od metody wymagają budowy wirtualnego obiektu badań oraz budowy siatek obliczeniowych.

Na obecnym etapie rozwoju zaawansowanych programów (pakietów) CAD (z ang. Computer Aided Design – komputerowe wspomaganie projektowania) na ogół wystarczy zbudować jeden obiekt wykorzystywany następnie w całym cyklu procesów projektowych i optymalizacyjnych powstającej konstrukcji. W każdym zagadnieniu badawczym pierwszym czynnikiem warunkującym otrzymanie poprawnego rozwiązania jest dokładne odwzorowanie geometrii badanego obiektu.

Proces budowy wirtualnego modelu wlotu samolotu F-16, zwany także modelowaniem bryłowym, podzielić można na kilka etapów i są nimi:

- przygotowanie wszystkich niezbędnych danych geometrycznych modelowanego obiektu;
- ocena dopuszczalności i możliwości uproszczenia obiektu do badań numerycznych;
- wprowadzenie niezbędnych punktów geometrycznych oraz krawędzi na których rozpostarte zostają płaszczyzny (płaszczyzny obrysu zewnętrznego lub płaszczyzny przekroju);
- budowa obiektu 3D.

Niestety, zawarte w pakiecie Fluent [1] oprogramowanie do budowy wirtualnych obiektów badań (Gambit) umożliwia jedynie budowę prostych obiektów 3D. W programie Gambit do-

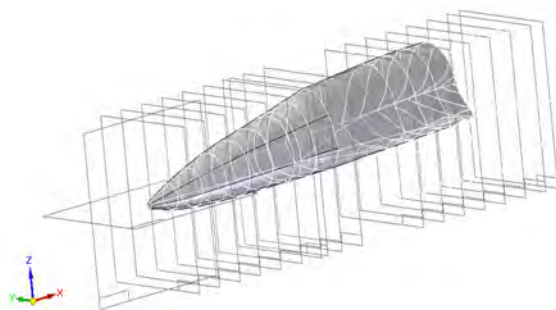
stepne są jedynie podstawowe funkcje programowe modelowania 3D. Brak jest możliwości budowy obiektów bardziej skomplikowanych. Dlatego w przypadku bardziej skomplikowanych obiektów często niezbędne jest zastosowanie specjalizowanego oprogramowania CAD. W niniejszej pracy do tych celów użyto specjalizowanych pakietów Unigraphics oraz Solid Edge.

Budowa wirtualnego modelu samolotu F-16 była zadaniem niezmiernie trudnym. Problem wystąpił już na wstępie, ponieważ okazało się, iż trudno o zebranie szczegółowych danych geometrycznych obiektu. Wszystkie więc niezbędne dane w zakresie wymiarów obiektu warunkujące rozpoczęcie procesu budowy wirtualnego modelu tego samolotu, uzyskano na podstawie procesu trójwymiarowego skanowania rzeczywistego obiektu, przeglądu dostępnej literatury [2], [3], [4], planów modelarskich oraz dokładnych zdjęć. Na podstawie tych samych materiałów źródłowych zbudowany był również model do badań tunelowych.

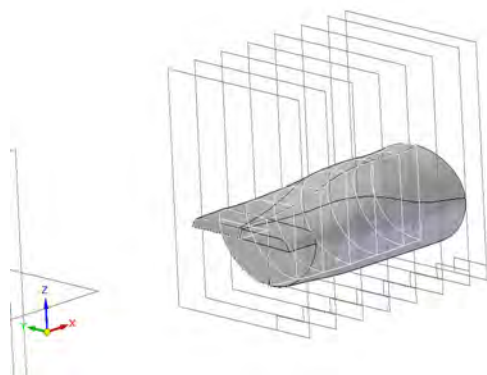
Podobnie jak w budowie modelu do badań doświadczalnych również w tym procesie budowy nie odtwarzano niektórych elementów obiektu takich jak: osłona anteny w górnej części usterzenia pionowego, osłony działka itp. które nie mają wpływu na wyniki badań, które będą przeprowadzone.

Proces budowy wirtualnego modelu wlotu samolotu F-16, z uwagi na jego skomplikowany układ aerodynamiczny został podzielony na etapy: budowano poszczególne elementy by później zbudować z nich model bryłowy samolotu.

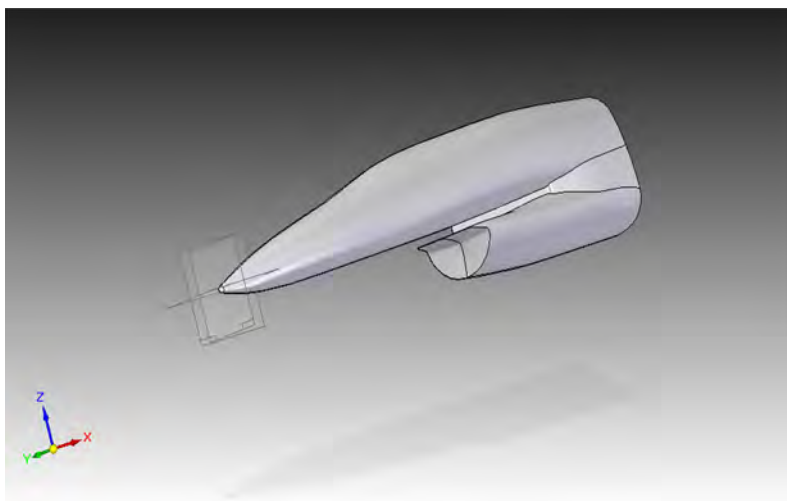
Przykładowe etapy cząstkowych prac z przekrojami i elementami składowymi układu wlotowego silnika samolotu pokazano na rysunkach 2...4.



Rys. 2. Kadłub powstały z wyciągnięcia przez przekroje

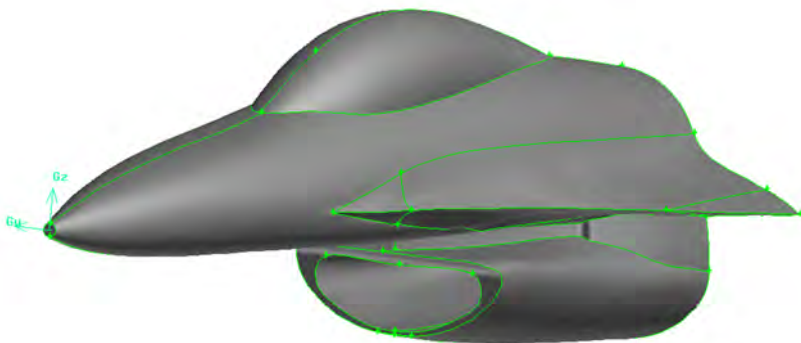


Rys. 3. Wlot do silnika



Rys. 4. Kompletna część przednia kadłuba z wlotem

Końcowy etap połączenia wszystkich elementów składowych w całość pokazano na rys. 5. Przedstawiony model wykorzystano na potrzeby numerycznych badań aerodynamiki obiektu jako całości.

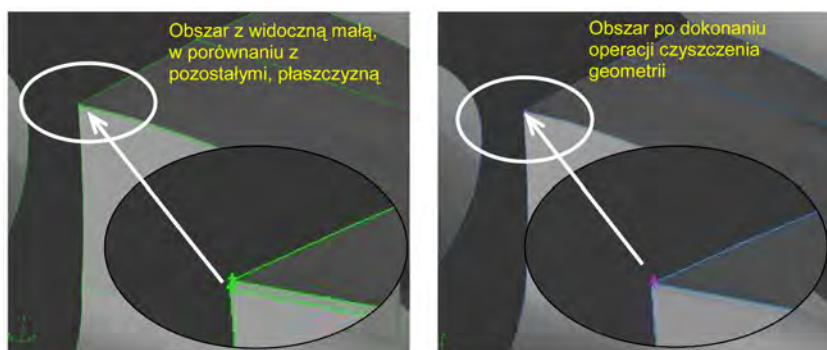


Rys. 5. Przednia część samolotu F-16 wykorzystywana do dyskretyzacji

Próba eksportu zbudowanego modelu do preprocesora Gambit wykazała konieczność wykonania szeregu poprawek dotyczących między innymi sposobu „wyciągania” trójwymiarowego obiektu przez zadane przekroje (konieczne okazało się zastosowanie zwiększenia ilości krzywych wiodących). Proces taki powtarzano ze względu na powstające błędy podczas eksportu, co wyraźnie wskazuje na duże trudności w budowie modelu o tak skomplikowanych kształtach.

Ostatnim etapem budowy i przygotowania do dyskretyzacji wirtualnego obiektu badań jest definicja obszaru otaczającego importowany obiekt do operacji dyskretyzacji obszaru obliczeniowego, czyli budowy siatki obliczeniowej. Importowany obiekt zawiera bardzo często szereg krzywych i płaszczyzn konstrukcyjnych, powstałych w trakcie budowy tego obiektu w pakiecie CAD, które w procesie dyskretyzacji są zbędne lub wręcz uniemożliwiają budowę siatki o zakładanych parametrach (rys. 6a). Należy więc usunąć wszystkie takie zbędne ele-

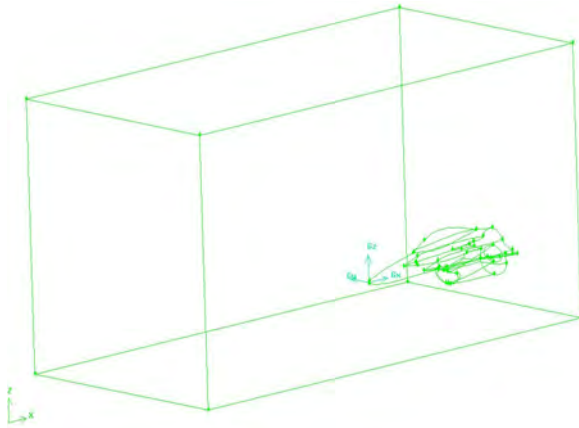
menty wykonując tak zwany etap „czyszczenia” wirtualnego obiektu (ang. „virtual clean up”). Podczas tego procesu także może dojść do uszkodzenia bryły obiektu, dlatego wskazane jest w przypadku łączenia skomplikowanych krzywizn i płaszczyzn kontrolne zbudowanie siatki na „wyczyszczonym” obszarze [5]. W trakcie operacji czyszczenia należy pozbyć się (jeśli nie doprowadzi to do zmiany kształtu obiektu) także jeszcze innych elementów utrudniających lub wręcz uniemożliwiających wykonanie siatki. Są nimi małe, w porównaniu z pozostałymi, krawędzie i płaszczyzny tworzące obiekt, połączenia płaszczyzn z ostrymi kątami, zaokrąglenia o bardzo małej krzywiznie itp. W efekcie powstaje obiekt zbudowany jedynie z niezbędnych płaszczyzn lub dodatkowo podzielony w taki sposób aby ułatwić wykonanie siatki (rys. 6b).



Rys. 6. Obiekt bezpośrednio po imporcie (a) i obiekt przygotowany do dyskretyzacji (b)

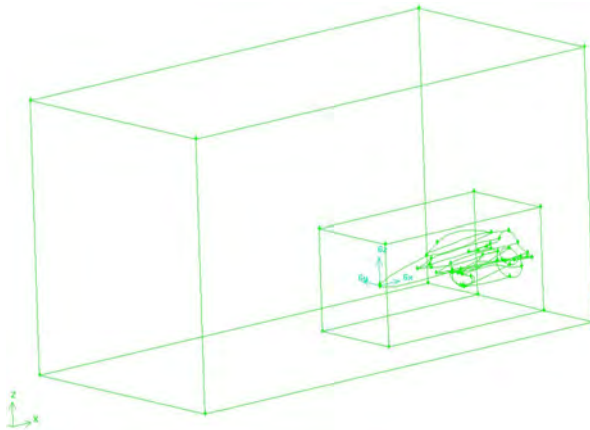
2. BUDOWANIE SIATKI OBLICZENIOWEJ

Budowę siatki obliczeniowej rozpoczyna się od określenia rozmiarów obszaru obliczeniowego. Jest to ważny etap, ponieważ zbyt duży obszar obliczeniowy będzie skutkować większą liczbą elementów dyskretyzujących, co przyczyni się do niepotrzebnego zwiększenia czasu niezbędnego na uzyskanie rozwiązania. Przyjęcie zbyt małego obszaru spowoduje natomiast nadmierne narastanie błędów obliczeniowych, ponieważ najczęściej na brzegach obszaru obliczeniowego przyjmowane są warunki brzegowe w postaci parametrów przepływu niezaaburzonego. W przypadku zbyt małego obszaru zaburzenia pola przepływu mogą docierać do brzegów obszaru obliczeniowego powodując znaczne błędy w obliczeniach lub nawet brak możliwości uzyskania rozwiązania. Na podstawie analizy wielu wcześniej rozpatrywanych przypadków obliczeniowych przyjęto obszar o kształcie prostokątnym o wymiarach 20[m] x 10[m] x 10[m] (rys. 7) (planowane jest także wykonanie siatki z obszarem zewnętrznym w formie fragmentu kuli w celu sprawdzenia wpływu kształtu obszaru zewnętrznego na zadawane warunki brzegowe).



Rys. 7. Widok na obszar otaczający

W celu zoptymalizowania ilości elementów obliczeniowych zdecydowano się na dodatkowy podział objętości obliczeniowej, we wnętrzu której będzie zagęszczona siatka obliczeniowa (rys. 8). Wydzielony obszar ma wymiary 8[m] x 4[m] x 3,75[m].

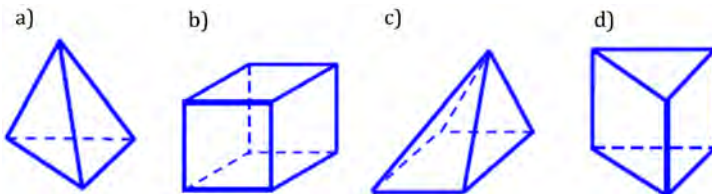


Rys. 8. Widok na obszar otaczający z wydzielonym podobszarem dla siatki o większej gęstości

Kolejnym etapem była dyskretyzacja krawędzi i płaszczyzn rozpatrywanego obiektu (rys. 9). W preprocesorze Gambit można wykorzystać dwa typy elementów powierzchniowych - trójkątne i czworokątne. Natomiast w przypadku objętościowym dostępne są następujące rodzaje elementów:

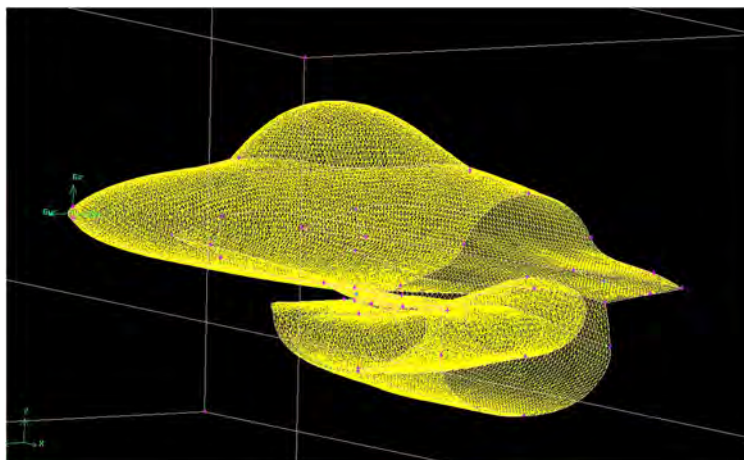
- tetrahedralne – rys. 9 a);
- pryzmatyczne – rys. 9 d).

- piramidalne – rys. 9 c);
- hexahedralne – rys. 9b);



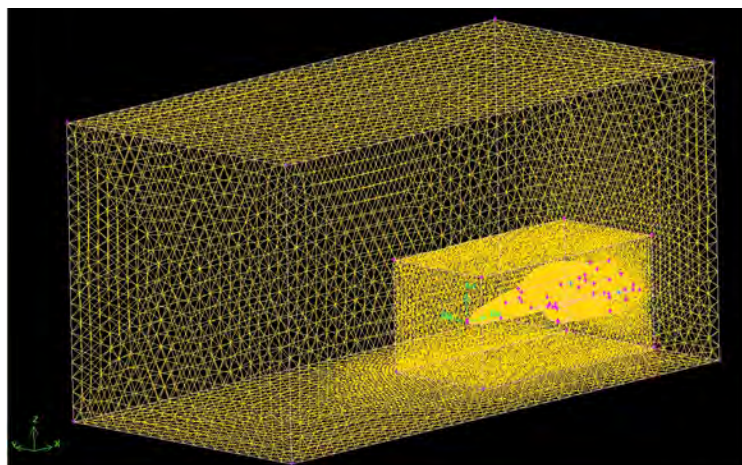
Rys. 9. Objętościowe elementy dyskretyzujące

W badaniach płaszczyzny dyskretyzowano przy użyciu elementów trójkątnych. Konieczność użycia tego typu elementów warunkowana jest skomplikowaniem rozpatrywanego obiektu – nie ma możliwości zbudowania siatki strukturalnej na tak skomplikowanym obiekcie przy użyciu pakietu Fluent [5], [6].



Rys. 10. Siatka obliczeniowa na przedniej części modelu samolotu F-16

W dalszej części zdyskretyzowano granice obszaru wewnętrznego i zewnętrznego. Na płaszczyznach obszaru wewnętrznego zastosowaną gęstszą siatkę niż na granicach zewnętrznych. Dzięki takiemu zabiegowi można uzyskać wiarygodne wyniki przy użyciu siatki o zadowalającej liczbie komórek (w tym przypadku jest to 433974 objętości) oraz pozostawić moc obliczeniową na adaptację siatki.



Rys. 11. Dyskretyzacja całego obszaru obliczeniowego

W ostatnim etapie zadano wstępnie warunki brzegowe. Na zewnętrznych płaszczyznach otaczających obszar obliczeniowy przyjęto warunek pressure inlet (wlot ciśnienia), natomiast w płaszczyźnie wlotu do sprężarki w kanale przepływowym silnika przyjęto warunek pressure outlet. Na podłożu oraz na powierzchni samolotu przyjęto warunek wall.

3. WYZNACZENIE PARAMETRÓW PRACY UKŁADU WLOTOWEGO

Do wykonania obliczeń użyto komercyjnego pakietu obliczeniowego CFD Fluent. Pakiet ten oparty jest o metodę elementów skończonych. Niewątpliwym atutem tej metody jest możliwość budowy nieortogonalnych i niejednorodnych siatek obliczeniowych, co ma decydujące znaczenie w przypadku zadań obliczeniowych dla obiektów o skomplikowanych kształtach [7].

Metoda polega na bezpośredniej dyskretyzacji w przestrzeni fizycznej równań wyrażających zasady zachowania, stąd punktem wyjścia są równania zachowania w postaci całkowej [7]:

- równanie zachowania masy (równanie ciągłości)

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \rho dV + \iint_S \rho v_n dS = 0 \quad (1)$$

- równanie zachowania pędu

$$\frac{d}{dt} \left(\iiint_V \rho \vec{v} dV \right) = \iint_S p_n dS + \iiint_V \rho \vec{F}_m dV \quad (2)$$

- równanie zachowania energii

$$\frac{d}{dt} \left[\iiint_V \rho \left(c_v T + \frac{v^2}{2} \right) dV \right] = \iint_S p_n \vec{v} dS + \iiint_V \rho \vec{F}_m \vec{v} dV + \iint_S \dot{q}_n dS + \iiint_V \dot{q}_m \rho dV \quad (3)$$

gdzie:

V – objętość;

S – pole powierzchni;

\dot{q}_n – gęstość powierzchniowa strumienia ciepła (np. prawo Fouriera dla przewodnictwa ciepła $\dot{q}_n = \lambda \vec{n} \text{grad}T$);

\dot{q}_m – gęstość strumienia ciepła odniesiona do jednostki masy płynu.

W celu usprawnienia dalszych przekształceń trzy powyższe równania można zapisać w postaci:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \vec{\Phi} dV + \iint_S \vec{H} dS = \iiint_V \vec{R} dV \quad (4)$$

gdzie Φ , H , R są wektorami kolumnowymi:

$$\vec{\Phi} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho \vec{v} \\ \rho e \end{bmatrix}; \quad \vec{H} = \begin{bmatrix} \rho v_n \\ \rho \vec{v} v_n \\ \left(\begin{smallmatrix} \vec{v} & \vec{n} \end{smallmatrix} \right) \rho e \end{bmatrix}; \quad \vec{R} = \begin{bmatrix} 0 \\ \rho \vec{F}_m + \text{div} \Pi \\ \rho \vec{F}_m \vec{v} + \dot{q}_m \rho + \text{div}(\Pi \vec{v}) + \text{div}(\lambda \text{grad}T) \end{bmatrix}$$

gdzie:

Π – tensor naprężeń powierzchniowych [7]

λ – współczynnik przewodności cieplnej

Wektor Φ jest wektorem stanu, a jego składowymi są masa, pęd i energia całkowita jednostki objętości. Są to podstawowe wielkości charakteryzujące stan fizyczny płynu. Pierwszy wyraz lewej części równania (4) określa prędkość zmiany tego stanu w czasie, wywołaną działaniem źródeł zewnętrznych. Źródła zewnętrzne powodują także zmianę pędu i energii. Całka powierzchniowa w (4) jest członem konwekcyjnym i określa strumienie tych wielkości przez powierzchnie zewnętrzną. Wyraz po prawej stronie jest członem źródłowym i zawiera pod znakiem dywergencji człony dyfuzyjne.

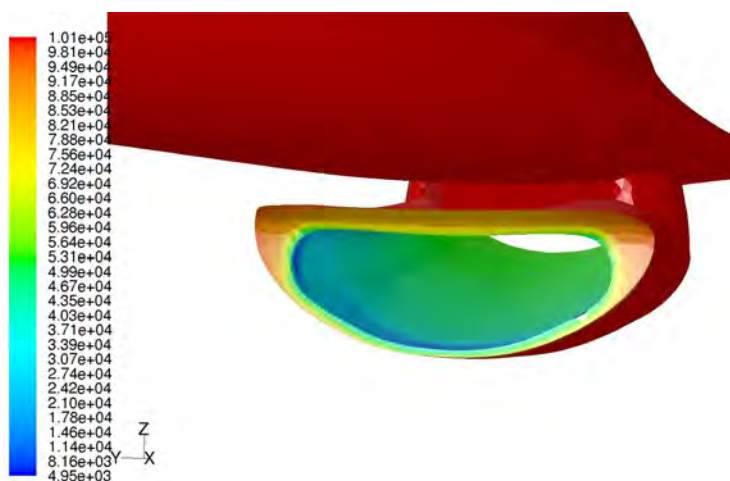
W dalszej kolejności powyższe równania poddaje się operacji uśredniania zgodnie z wzorami przytoczonymi w [8], [9], [10] oraz w [11] otrzymując tym samym równania znane pod nazwą równań Reynoldsa. I właśnie te równania zostały użyte do rozwiązania rozpatrywanego zagadnienia. Należy zaznaczyć, iż wspomniana wcześniej operacja uśredniania równań powoduje to, iż wcześniej zamknięty układ równań, staje się układem otwartym - brakuje bowiem 6 uzupełniających związków określających składowe tensora naprężeń turbulentnych [11]. Stąd konieczność stosowania modeli turbulencji.

Wstępne obliczenia testowe wykonano dla przedziału ciśnień od 98000 Pa do 50000 Pa w płaszczyźnie wlotu do sprężarki w kanale przepływowym silnika.

Wstępne testy miały na celu sprawdzenie poprawności zbudowanego obiektu wirtualnego, poprawności zbudowanej siatki obliczeniowej jak i poprawności przyjętych warunków brzegowych. W trakcie wstępnych testów obliczeniowych nie dokonywano operacji adaptacji siatek obliczeniowych. Obliczenia wybrano jedynie dla jednego modelu turbulencji – Spalarta – Allmarasa przy zerowej prędkości napływu z zewnątrz.

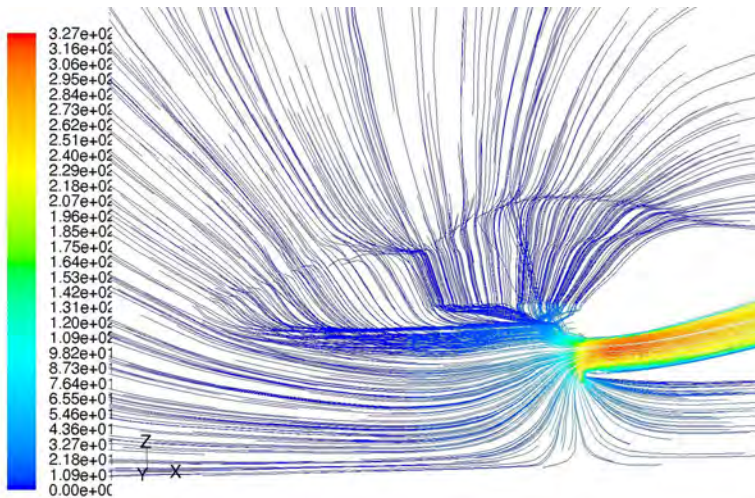
W wyniku przeprowadzonych wstępnych testów obliczeniowych uzyskano wartości masowego natężenia przepływu od 31 do 121 kg/s w płaszczyźnie wlotu do sprężarki. Należy zaznaczyć, iż wartość masowego natężenia przepływu na poziomie 120 kg/s jest maksymalnym możliwym natężeniem przepływu dla silnika F-100-PW-229 (jak w naszych F-16).

Poniżej przedstawiono wybrane wyniki uzyskane podczas obliczeń testowych. Uzyskano w przedstawionym wariancie znaczący spadek ciśnienia w kanale przepływowym – do poziomu 4950 Pa, natomiast prędkość strumienia dochodzi do 327 m/s.



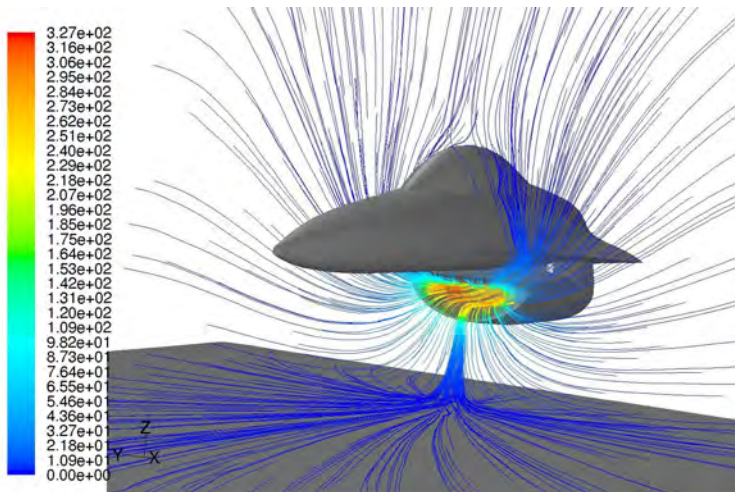
Rys. 12. Ciśnienie statyczne w kanale przepływowym wlotu

Analizując przepływ w kanale wlotowym silnika (rys. 12) widać umiejscowienie obszaru o najniższej wartości ciśnienia (dolna krawędź wlotu).



Rys. 13. Linie prądu przepływu w kanale przepływowym wlotu w skali prędkości [m/s]

Natomiast prędkość strumienia w kanale wlotowym (rys. 13 oraz 14) osiąga miejscowo wartość 327 m/s a następnie jej wartość spada do poziomu 260 m/s przed wlotem do sprężarki.



Rys. 14. Linie prądu przepływu w skali prędkości [m/s]

WNIOSKI KOŃCOWE

Na podstawie przedstawionych wstępnych wyników testowych widać przede wszystkim olbrzymie możliwości w stosowaniu powyższego pakietu w tego typu zagadnieniach. Powyższe wyniki wydają się być bardzo obiecujące. Należy zaznaczyć, iż konieczne jest jeszcze uściślenie otrzymanych wyników poprzez adaptację siatki w obszarach dużych gradientów ciśnienia.

Kolejnym krokiem będzie wykonanie serii obliczeń z napływem strumienia, a następnie wykonanie obliczeń niestacjonarnych bez napływu i z napływem, w celu sprawdzenia możliwości symulacji powstawania wiru wlotowego. Są to jednak zagadnienia niezmiernie czasochłonne.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Fluent 6.3 Users Guide, Fluent INC, London, UK, 2006
- [2] Rybak E.F., Gruszczyński J.: F-16 Fighting Falcon, Biblioteka magazynu Lotnictwo Wojskowe, Warszawa, 2001.
- [3] <http://www.lockheedmartin.com/products/f16/index.html>
- [4] Wasilewski A.: Samolot myśliwski F-16C/D Block52+, Warszawa 2004.
- [5] Frant M: Numeryczna analiza aerodynamiki złożonych obiektów metodą objętości skończonych – rozprawa doktorska, Warszawa 2009
- [6] Hirsch C.: Numerical Computation of Internal and External Flows, Fundamentals of Computational Fluid Dynamics, Second Edition, Elsevier, 2007
- [7] Kazimierski Z.: Podstawy mechaniki płynów i metod komputerowej symulacji przepływów, Politechnika Łódzka, Łódź, 2004.
- [8] Wilcox D.C.: Turbulence modeling for CFD, 2000.
- [9] Lumley J.L., Yaglom A.M.: A Century of Turbulence, Proc. VII European Turbulence Conference, Barcelona, 2000.
- [10] Gryboś R., Podstawy mechaniki płynów, t2, PWN, Warszawa, 1998.
- [11] Elsner J. W.: Turbulencja przepływów, PWN, Warszawa, 1987.
- [12] Szczepanik R.: Badania warunków zasysania zanieczyszczeń mechanicznych z powierzchni lotniska do wlotów silników odrzutowych, rozprawa doktorska, Warszawa 1978.
- [13] Wojciechowski Z.: Wpływ kształtu wlotów płatowcowych turbinowych silników odrzutowych na podatność powstania wiru wlotowego, rozprawa doktorska, Warszawa 1989.
- [14] Madej L.: Analiza przepływu w strefie przedwlotowej silnika odrzutowego samolotu „IRYDA” w aspekcie ograniczenia podatności na zasysanie zanieczyszczeń, rozprawa doktorska, Warszawa 1990.
- [15] Rusek Z.: Analiza parametrów strumienia nadmuchu do ochrony wlotów turbinowych silników odrzutowych przed zasysaniem ciał obcych, rozprawa doktorska, Warszawa 1994.
- [16] Balicki W., Kawalec K., Pągowski Z., Szczeciński S., Chachurski R., A. Kozakiewicz, P. Głowacki, Wloty turbinowych silników odrzutowych zagrożenia wirem wlotowym, Prace Instytutu Lotnictwa nr 4/2009 (199), Warszawa 2009.

ZASTOSOWANIE INŻYNIERII ODWROTNEJ DO PROCESU ODTWARZANIA GEOMETRII UKŁADU WLOTOWEGO SILNIKA RD-33 W SAMOLOCIE MIG-29

STANISŁAW KACHEL, ADAM KOZAKIEWICZ, TOMASZ ŁĄCKI, ALEKSANDER OLEJNIK

Wojskowa Akademia Techniczna

Streszczenie

W artykule przedstawiono główne cele zastosowania inżynierii odwrotnej. Scharakteryzowano narzędzia do zdejmowania geometrii elementów statku powietrznego. Omówiono problemy związane z wykorzystaniem skanerów laserowych. Zaprezentowano metodykę odtworzenia geometrii naddźwiękowego układu wlotowego turbinowego silnika odrzutowego. Opracowano model zasadniczego i pomocniczego układu wlotowego silnika RD-33. W pracy przedstawiono charakterystyczne przekroje kanału przepływowego wlotu.

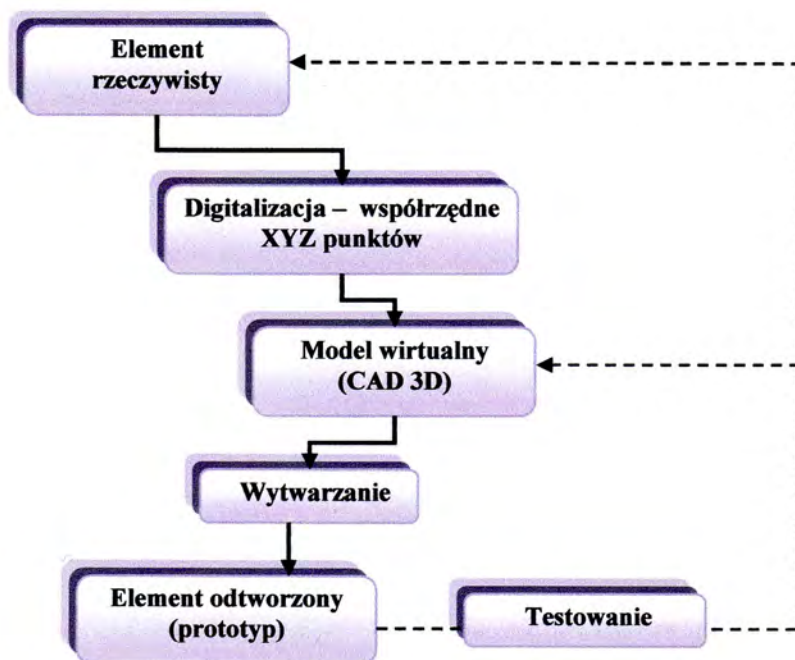
Słowa kluczowe: metody inżynierii odwrotnej, narzędzia projektowania geometrycznego, modelowanie przekrojami, turbinowe silniki odrzutowe, nastawne płatowcowe wloty powietrza do silników.

WSTĘP

Inżynieria odwrotna (Reverse Engineering) jest dziedziną nauki zajmującą się wszelkimi metodami umożliwiającymi wprowadzenie rzeczywistego obiektu do rzeczywistości wirtualnej. Nazwa ta pochodzi od kolejności wykonywania działań – pierwotnie mamy do czynienia z obiektem rzeczywistym, a dopiero przy użyciu skanerów i zastosowaniu metod inżynierskich otrzymujemy obiekt wirtualny. Inżynieria odwrotna (rys. 1) obejmuje swym zakresem działania związane ze zbieraniem danych geometrycznych obiektów, odtwarzaniem geometrii mierzonego obiektu oraz przetwarzaniem danych do postaci akceptowanej przez systemy dla systemów CAD.

Istnieją dwa ujęcia zastosowania inżynierii odwrotnej. W pierwszym aspekcie geometria danego obiektu zamieniana jest na obiekt wirtualny, który jako obiekt cyfrowy może być dowolnie modelowany i przekształcany. Kolejny etap związany jest z przeprowadzaniem analiz numerycznych, wykorzystując metodę elementów skończonych, a następnie za pomocą kodów sterujących na obrabiarki numeryczne można wykonać obiekt rzeczywisty lub model do badań. Otrzymany w ten sposób obiekt jest obciążony pewnym błędem w stosunku do „wzorca wyjściowego”, wynikającym z niedokładności zastosowanej technologii. Aby ocenić rodzaj i wielkość błędów należy uzyskać informacje o geometrii otrzymanego obiektu. Jest to drugie ujęcie

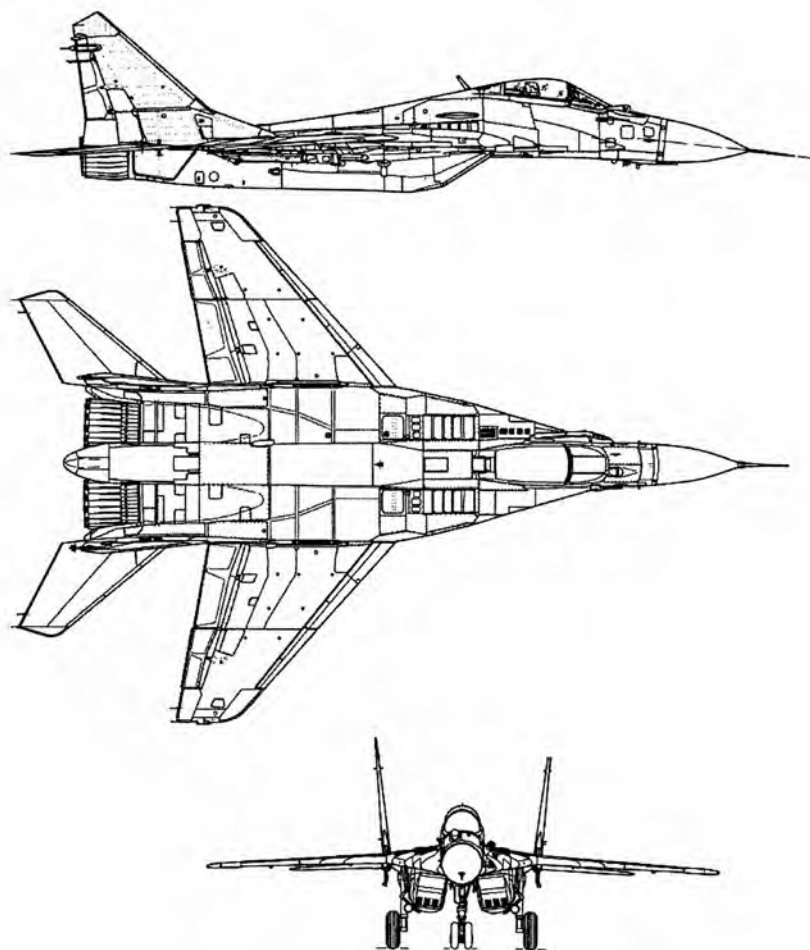
inżynierii odwrotnej. Stanowi element sprzężenia zwrotnego i dopełnia niejako pętlę projektowania obiektu technicznego. Ponowne skanowanie produktu umożliwia ocenę jakości wykonania i dokładności obiektu oraz wprowadzenie stosownych zmian w modelu wirtualnym w celu uzyskania pożądanej dokładności obiektu rzeczywistego.



Rys. 1. Inżynieria odwrotna w strukturze CAD/CAM/CAE

Wykorzystanie metod inżynierii odwrotnej pozwala na:

- interoperacyjność – możliwość oceny współpracy części maszyn np. dostarczanych przez wielu producentów;
- odtwarzanie dokumentacji urządzenia, które jej nie posiada (nastąpiła utrata dokumentacji lub nie udostępnił producent);
- analiza obiektu celem określenia składu komponentów, oszacowania kosztów bądź stwierdzenia naruszenia patentów;
- przegląd kontrolny obiektu pod względem zachowania i utrzymywania wymiarów geometrycznych;
- tworzenie duplikatów;
- budowę modeli w celu analiz numerycznych ich pracy, wytrzymałości i zachowania się elementów, zespołów czy całych obiektów.



Rys. 2. Samolot MiG-29

1. OBIEKT POMIAROWY

Obiektem pomiarowym był wlot do silnika samolotu MiG-29. W okresie 1989-1990 Polska zakupiła 12 fabrycznie nowych myśliwców (dziewięć maszyn w wersji 9.12A i trzy 9.51UB). W 1995 r. pozyskano dodatkowo 10 samolotów używanych od Republiki Czeskiej w zamian za 11 śmigłowców W-3 Sokół. W 2004 r. otrzymaliśmy następane 23 używane maszyny z Niemiec. Ze względu na znaczne zużycie do służby włączono 14 samolotów (wszystkie po modernizacjach w standardzie ICAO I lub ICAO II). Modernizacje i remonty przeprowadzono w WZL nr 2 w Bydgoszczy i WZL nr 4 w Warszawie. W okresie 2004-2005 samoloty przeszły program remontów i modernizacji przedłużający okres eksploatacji do 2015 roku. Obecnie w Siłach Powietrznych RP jest eksploatowanych 26 samolotów bojowych oraz 6 szkolno-bojowych.

Samolot wyposażono w dwa silniki RD-33 o ciągu 50 kN (82 kN z dopalaniem), umieszczone pod kadłubem. Są to silniki dwuprzepływowe o małym stopniu podziału masowego natężenia przepływu. Samoloty MiG-29 były jednymi z pierwszych radzieckich samolotów wyposażonymi w silniki dwuprzepływowe.

Samolot MiG-29 ma dwa podskrzydłowe dyfuzory wlotowe zaliczane do układu, z zewnętrznym sprężaniem strumienia naddźwiękowego, z poziomo umieszczonymi powierzchniami wyhamowania (klin – rys. 3). Każdy silnik ma oddzielny dyfuzor wlotowy, który zapewnia maksymalną sprawność silnika i prawidłową jego pracę we wszystkich zakresach lotu.

W celu oddzielenia warstwy przyściennej i zmniejszenia jej oddziaływania, dyfuzory odsunięto od powierzchni napływu o ok. 60mm w przekroju na przedniej krawędzi klina (rys. 4). Warstwa przyścienna z powierzchni klina odsysana jest przez perforację blach na trzeciej płycie klina, a następnie odprowadzana do atmosfery za pomocą trzech krutek umieszczonych na górnej powierzchni napływu.



Rys. 3. Wlot samolotu MiG-29 zakryty przednią płytą klina – widoczne perforacje blachy umożliwiające odsysanie warstwy przyściennej



Rys. 4. Wlot samolotu MiG-29 (zakryty), widoczna szczelina pomiędzy dyfuzorem wlotowym, a napływem skrzydła

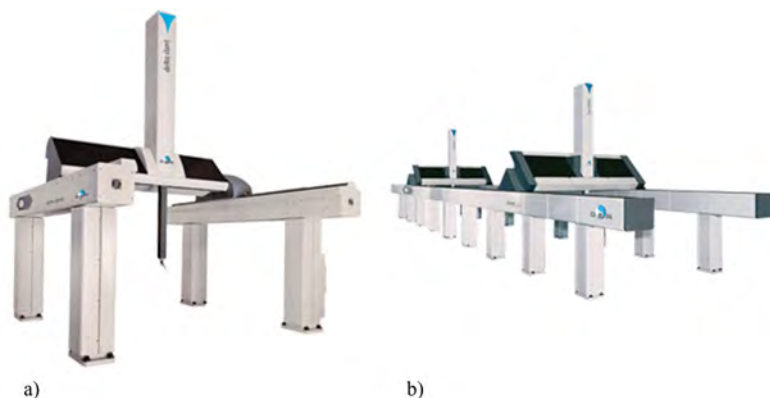
Podczas pracy silnika na ziemi oraz podczas startu i lądowania, w celu wykluczenia możliwości zassania „ciał obcych” do silnika, wlot główny na tych zakresach pracy jest całkowicie zamknięty ruchomą osłoną przedniej płyty klina. W tym przypadku dopływ powietrza do silnika zapewnia górny wlot powietrza umieszczony w napływie skrzydła. Kłapy górnych wlotów otwierają się w skutek różnicy ciśnień (atmosferycznym i ciśnieniem panującym w kanale). Zamknięcie odbywa się za pomocą sprężyn.

Każdy wlot ma oddzielny układ automatycznej regulacji ARW-290D. Służy on do programowej regulacji położenia klina w zależności od prędkości zredukowanych obrotowych silnika, wysokości i prędkości lotu. Wybrano jako przedmiot badań samolot MiG-29 z uwagi na przewidywany długi okres jego użytkowania i remontów w krajowych zakładach przy braku dokumentacji m.in. niezbędnych cech wlotów powietrza do silników dla zapewnienia właściwych osiągnięć silnika i jego trwałości.

2. METODY POMIAROWE WYKORZYSTYWANE W INŻYNIERII ODWROTNEJ

Współcześnie występuje wiele metod odwzorowania geometrii obiektu fizycznego. Wśród dostępnych wyróżnić należy metody stykowe pomiaru (współrzędnościowa technika pomiarowa) oraz metody optyczne. Wymienione metody różnią się znacznie nie tylko jakością uzyskiwanych wyników, ale również kosztami.

Na korzyść maszyn współrzędnościowych przemawia ich dokładność, do wad zaliczyć można „niepełną” informację o przedmiocie. Istotą techniki współrzędnościowej jest to, że informacja o obiekcie przechowywana jest w postaci zbioru współrzędnych punktów jakie zajmowała kulka trzpienia pomiarowego w momencie kontaktu z mierzonym przedmiotem. Powoduje to pewne ograniczenia, kulka pomiarowa musi dotknąć przedmiotu by wyznaczyć współrzędne, konieczność dokonania pomiaru znacznej ilości punktów (nawet przy wykorzystaniu maszyn sterowanych numerycznie) wydłuża czas pomiaru do tego stopnia, że jest on nie do przyjęcia przy dużej liczbie obiektów. Pomiar mniejszej liczby punktów powoduje, że kształt przedmiotu poza punktami musi być odwzorowany z wykorzystaniem metod interpolacyjnych. Dodatkowo maszyna współrzędnościowa dla zachowania swej dokładności wymaga określonych warunków temperaturowych (wymaga specjalnych pomieszczeń). W przypadku obiektu wielkości wlotu do silnika samolotu MiG-29, przestrzeń pomiarowa maszyny musi być odpowiadająca obiektowi (rys. 5), co przekłada się na koszt urządzenia pomiarowego.

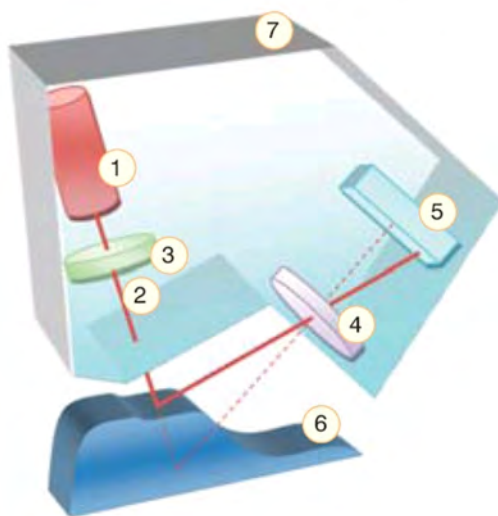


Rys. 5. Przykłady współrzędnościowych maszyn pomiarowych:
a) DEA DELTA SLANT, b) DEA LAMBDA SP

W przypadku zdobywających coraz większą popularność optycznych (bezdotykowych) metod pomiaru, koszt zakupu urządzenia jest wielokrotnie mniejszy niż w przypadku maszyny współrzędnościowej. Samo urządzenie jest mobilne i nie ma potrzeby przygotowania dedykowanego pomieszczenia. Pomiar może odbywać się na linii produkcyjnej czy remontowej zakładu. Pomiar nie jest tak dokładny jak w przypadku maszyn współrzędnościowych, ale w wielu przypadkach tak wysoka dokładność nie jest wymagana. Zyskuje się możliwość pomiarów elementów wykonanych z materiałów miękkich np. gumy.

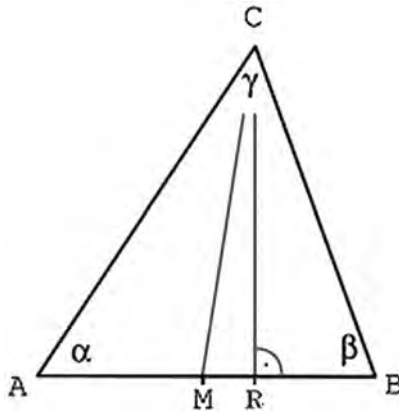
Skanery optyczne czy ramiona pomiarowe wyposażone w głowice optyczne wykorzystują znaną z geodezji zasadę triangulacyjnego wyznaczenia odległości. Lokalizacja położenia punktu odbywa się za pomocą laserowych głowic triangulacyjnych lub poprzez analizę obrazu powierzchni z głowicy z kamerą.

Podstawą wyliczenia współrzędnych punktu należącego do mierzonego obiektu jest układ trójkątów prostokątnych. Światło emitowane przez diodę laserową po przejściu przez układ optyczny, oświetla przedmiot (rys. 6). Na jego powierzchni tworzy się plamka, jej obraz rejestrowany jest poprzez optyczny układ pomiarowy na fotolinijce. Zmiana odległości głowicy (względne przemieszczenie głowicy i przedmiotu), powoduje przesunięcie się plamki, wzdłuż fotolinijki. Przedstawiony proces jest charakterystyczny dla głowic optycznych stosowanych w ramionach pomiarowych.



Rys. 6. Schemat głowicy triangulacyjnej: 1 - dioda laserowa, 2 - pomiarowa wiązka światła, 3 - układ optyczny formujący wiązkę, 4 - układ optyczny formujący obraz, 5 - fotolinijka, 6 - mierzony przedmiot, 7 - obudowa głowicy

W przypadku skanerów optycznych triangulacja jest procesem znajdowania współrzędnych i odległości do danego punktu, przez obliczenie długości jednego z boków trójkąta o wierzchołkach znajdujących się w tym punkcie oraz w dwóch innych punktach referencyjnych, przy znanych wartościach kątów i długości boku tego trójkąta (rys. 7).



Rys. 7. Zobrazowanie procesu triangulacji

Zakłada się, że znane są kąty α , β oraz długość AB . Położenie punktu C może być obliczone, wykorzystując długości RC . Długość odcinka RC wyznaczona zostanie z prawa sinusów.

$$\gamma = 180^\circ - \alpha - \beta$$

$$\frac{\sin \alpha}{BC} = \frac{\sin \beta}{AC} = \frac{\sin \gamma}{AB}$$

Z powyższych wzorów można wyznaczyć długości odcinków AC i BC

$$AC = \frac{AB \cdot \sin \beta}{\sin \gamma}$$

$$BC = \frac{AB \cdot \sin \alpha}{\sin \gamma}$$

Ostatecznie długość RC jest równa:

$$RC = AC \cdot \sin \alpha$$

$$RC = BC \cdot \sin \beta$$

Znając położenie kamery (punkt C) można wyznaczyć położenie dowolnego punktu (M):

$$MR = AM - RB = \left(\frac{AB}{2} \right) - (BC \cdot \sin \beta) \quad (\text{bo } AM = MB)$$

$$MC = \sqrt{MR^2 + RC^2}$$

Powyższe obliczenia zostały przeprowadzone w oparciu o założenie, że znane są dwa kąty i długość jednego z boków trójkąta. W przypadku skanerów zazwyczaj wymienione wielkości nie są znane. Rozwiązaniem jest stosowanie dwóch kamer. Obie kamery rejestrują ten sam obraz ale z różnych punktów, wzajemne położenie kamer jest dokładnie ustalone w procesie kalibracji przed rozpoczęciem pomiarów. Znając położenie dwóch punktów (A i B) względem obu kamer oraz na podstawie znajomości położenia kamer stosując trzykrotnie metodę triangulacji, tworzy się układ równań z których można wyznaczyć trzy współrzędne punktu w prze-

strzeni. Technologicznie punkty A i B zwane markerami są punktami szczególnymi o ich rozmieszczeniu decyduje użytkownik, rozmieszczając je tak aby w procesie pomiaru każda z kamer obserwowała minimum trzy punkty. Układ dwóch kamer wzbogacony jest o diodę laserową oświetlającą przedmiot lub lampę rzucającą światło spektralne na mierzony obiekt.

Narzędzia pomiarowe, które zostały wykorzystane do skanowania wlotu silnika samolotu MiG-29 były to Creaform HandySCAN 3D, GOM Atos II i Tritop.

Creaform HandySCAN 3D

HandySCAN 3D (rys. 8) jest ręcznym samopozycjonującym skanerem, umożliwiającym pomiar obiektu z dokładnością do $50\mu\text{m}$. Zasada pomiaru opiera się na triangulacji laserowej. Dzięki procesom samopozycjonującym umożliwia dowolne manipulowanie skanerem lub przedmiotem. Jego niewielkie wymiary pozwalają na pomiar obiektów o ograniczonym dostępie np. wlot silnika odrzutowego.



Rys. 8. Creaform HandySCAN 3D

GOM Atos II

Skaner optyczny GOM Atos II (rys. 9a) jest urządzeniem działającym na zasadzie triangulacji. Lampa oświetla mierzony przedmiot światłem spektralnym. Powstały zestaw prążków rejestrowany jest przez dwie kamery. Zasada pomiaru umożliwia skanowanie całej oświetlonej powierzchni w jednym czasie, co znacznie przyspiesza proces pomiaru obiektów wielkogabarytowych. Zaletą systemu jest jego wysoka dokładność. Umożliwia rejestrację do 1,4 mln punktów w trakcie pojedynczego pomiaru. Dzięki temu ogranicza się wpływ zakłóceń. Względne położenie systemu Atos i mierzonego obiektu nie ma znaczenia. Uzupełniając go o system Tritop (rys. 9b) otrzymuje się wzrost dokładności przy pomiarach wielkogabarytowych. Wymieniony system może być użytkowany oddzielnie na potrzeby np. niwelacji samolotu.

W przypadku zadań kontroli jakości system Atos można wykorzystać do porównania mierzonego obiektu z cyfrowym wzorcem z systemu CAD. Pozwala to ocenić wady wykonanego obiektu lub ocenić odkształcenia konstrukcji po przepracowaniu określonego czasu. Wynikiem takiej analizy może być mapa odchyłek wymiarowych na obiekcie.

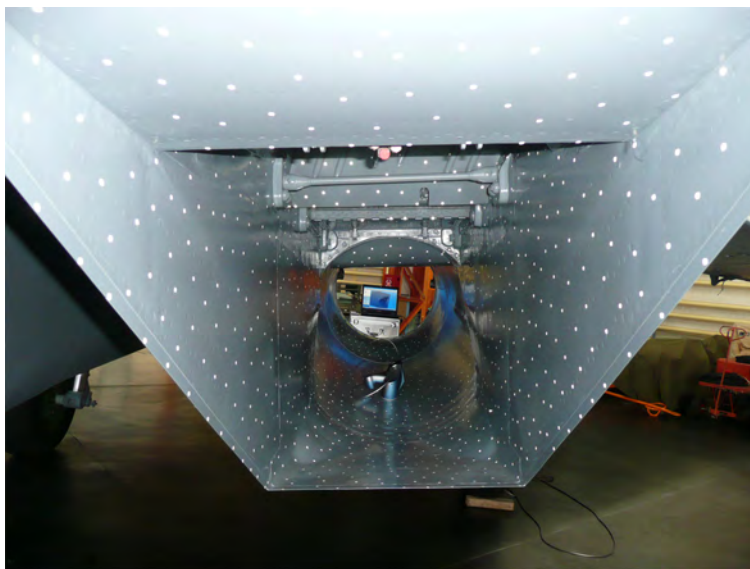


Rys. 9. System Atos (a) i Tritop (b)

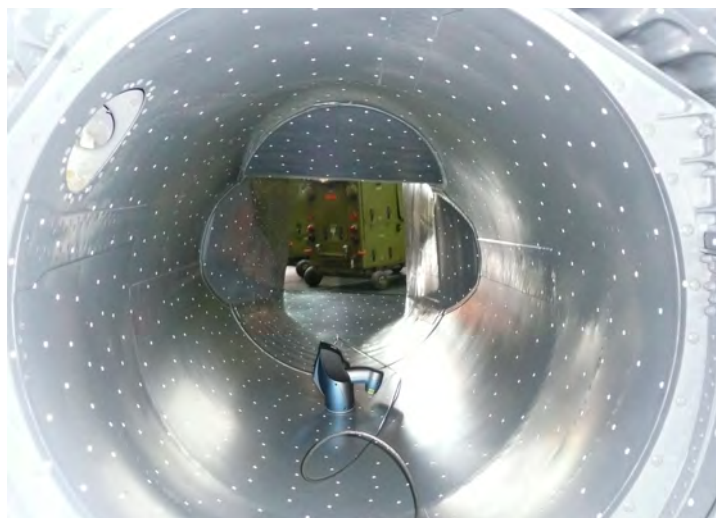
3. METODYKA POMIARU

Do pomiarów wykorzystano oba wymienione skanery optyczne: GOM Atos II i HandySCAN 3D. Początkowo pomiarom podlegał wlot i samolot udostępniony przez WZL nr 2 w Bydgoszczy.

Na samolocie rozklejono „markery” (rys. 10÷12) dzięki którym skaner HandySCAN 3D orientował swoje położenie względem obiektu.



Rys. 10. Wlot samolotu MiG-29 przygotowany do skanowania (dyfuzor wlotowy)

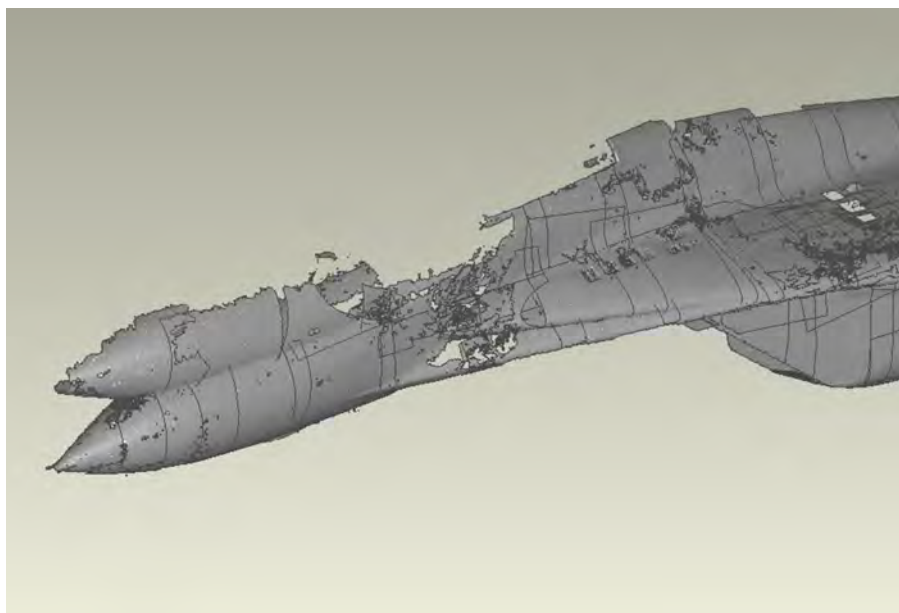


Rys. 11. Wlot samolotu MiG-29 z markerami



Rys. 12. Górny wlot do silnika samolotu MiG-29 przygotowany do skanowania

Korzystając z doświadczeń przy skanowaniu obiektów tej wielkości zdecydowano się dokonać pomiaru „markerów” w jednym układzie współrzędnych. Efektem tego jest plik tekstowy będący zbiorem współrzędnych punktów uzupełniony o cosinusy kierunkowe normalnych do powierzchni na których rozklejone zostały „markery”. Przyjęty sposób pomiaru nie okazał się w pełni skuteczny, spowodował usunięcie problemu związanego ze wzajemną orientacją mierzonych powierzchni, ale ze względu na sumowanie się błędów w miarę oddalania od początku układu współrzędnych nie udało się uzyskać zgodnego położenia elementów co przedstawia rys. 13. Pewnym rozwiązaniem może okazać się skanowanie nie wszystkich markerów, a markerów na większych powierzchniach. Pozwoli to na minimalizację wpływu błędów z poprzednich pomiarów, a wzajemną orientację można oprzeć na charakterystycznych elementach, lub przekrywających się fragmentach powierzchni.



Rys. 13. Przykładowy błąd: odwzorowanie geometrii stożka nosowego

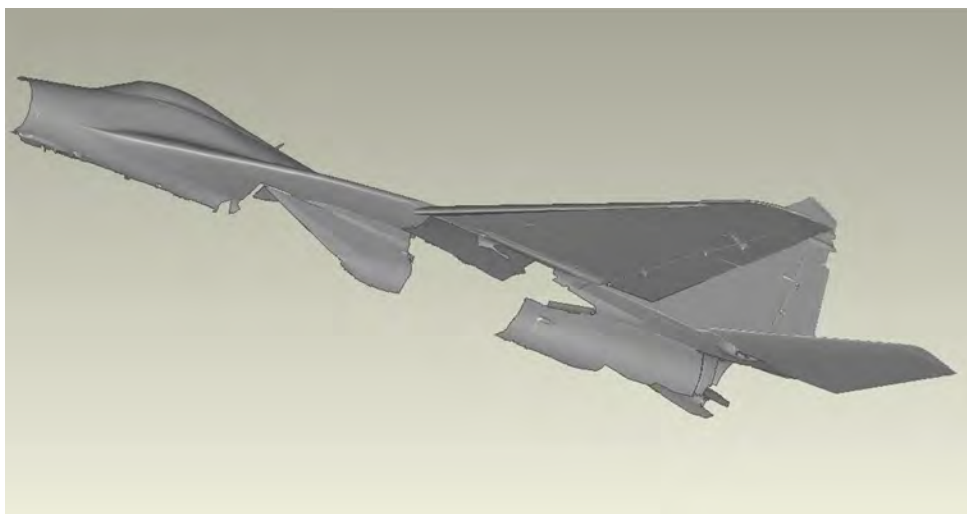
Po zakończeniu pomiaru „markerów” rozpoczęto skanowanie powierzchni samolotu w tym układzie wlotowego. Cały obszar skanowania został podzielony na płyty o wymiarach 1m x 1m, zapewniono przekrywanie się sąsiednich płyt w celu późniejszej możliwości złożenia ich w jedną całość.

Kolejny pomiar wykonano skanerem optycznym ATOS II wspomaganym systemem Tritop w hangarze ITL WMT WAT.

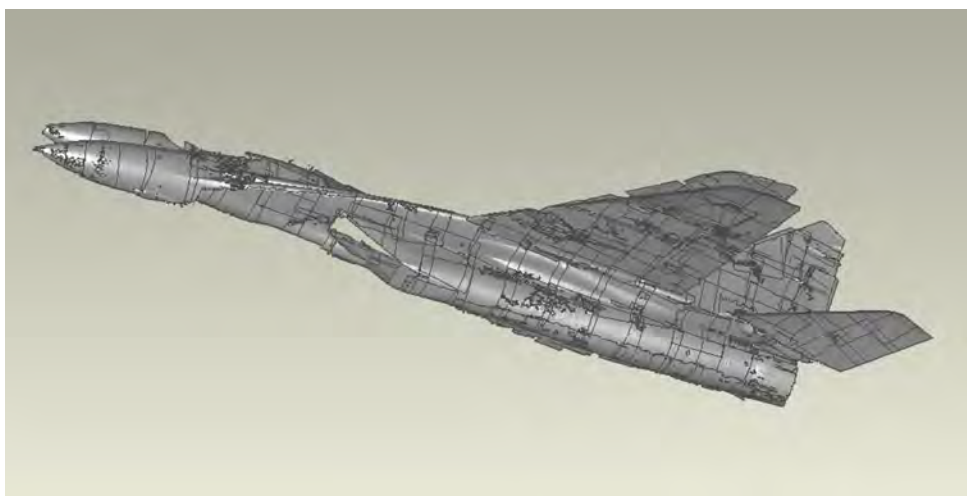
Na samolocie rozmieszczone zostały punkty charakterystyczne specjalne i zwykłe. Następnie systemem Tritop wyznaczone zostały położenia wszystkich punktów charakterystycznych. Użycie wzorców długości pozwoliło na utrzymanie wysokiej dokładności pomiaru na tak dużym obiekcie jakim jest wlot i płatowiec. Otrzymano zbiór punktów w przestrzeni na podstawie których, podobnie jak w przypadku skanera HandySCAN, system Atos orientował swoje położenie w przestrzeni.

Porównując oba systemy pomiarowe można stwierdzić, że system Atos ma przewagę dokładności i wydajności nad skanerem HandySCAN. Do jego ograniczeń zaliczyć można gabaryty w przypadku konfiguracji do pomiaru dużych obiektów, uniemożliwia to np. pomiar wlotu.

Efektom obu procesów pomiarowych stały się „chmury” punktów odwzorowujące wlot i połowę samolotu. Różnice polegały na tym, że w przypadku systemu Atos otrzymana chmura punktów jest od razu „złożona” (rys. 14), w przypadku HandySCAN`a powierzchnia zbudowana jest z wielu odrębnych chmur punktów (rys. 15), które w procesie edycji należy względem siebie odpowiednio ustawić i połączyć, co również ma wpływ na dokładność utworzonego modelu.



Rys. 14. Wyniki pomiarów systemem Atos + Tritop



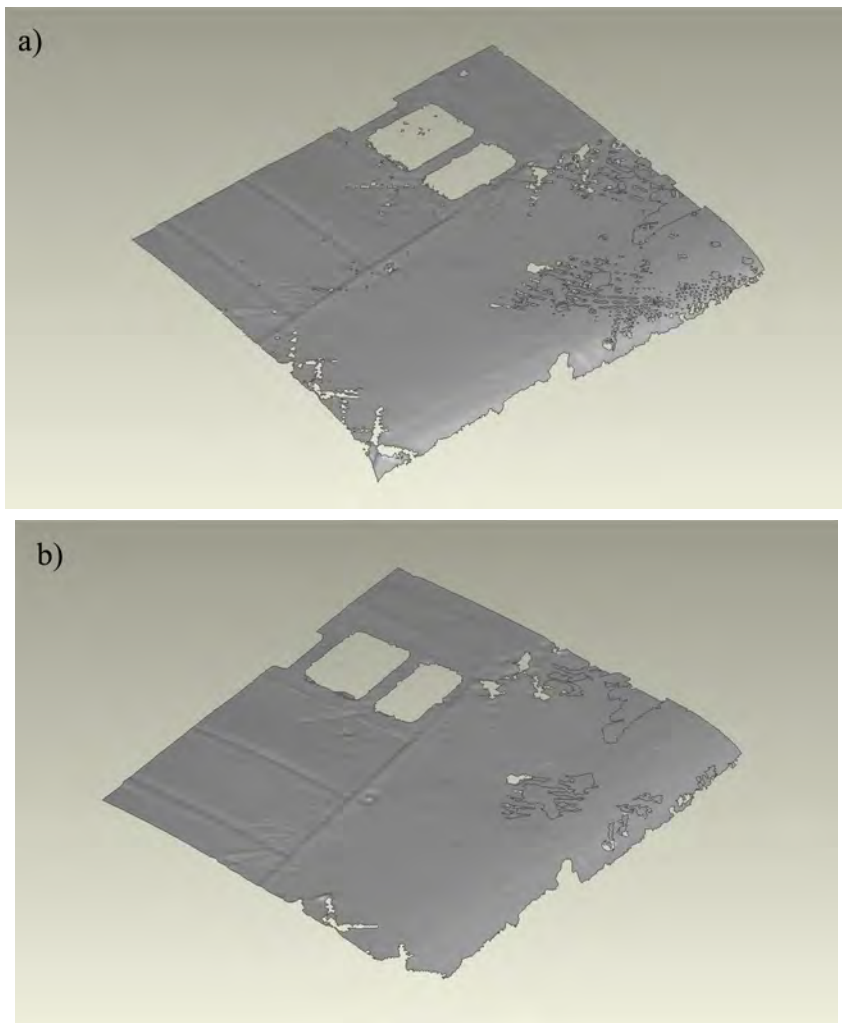
Rys. 15. Wyniki pomiarów skanerem HandySCAN

4. OPRACOWANIE WYNIKÓW POMIARU

W wyniku przeprowadzonych skanowań powierzchni samolotu uzyskano wielomilionowe zbiory punktów. Tak duże zbiory są nie do wykorzystania wprost we współczesnych systemach CAD. Powoduje to konieczność zastosowania dodatkowego dedykowanego oprogramowania do obróbki tego typu danych jakim jest Geomagic Studio.

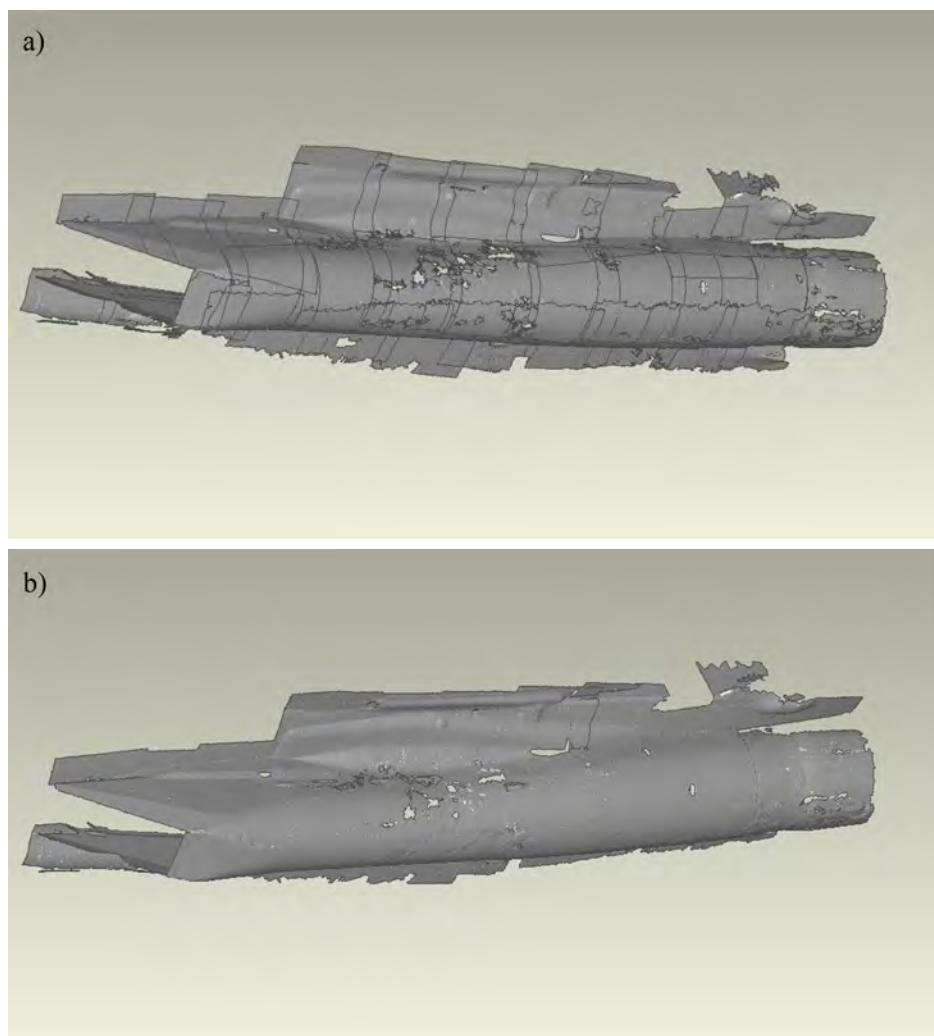
Oprogramowanie Geomagic Studio umożliwia wprowadzenie danych pomiarowych w postaci chmury punktów a następnie pozwala stworzyć model powierzchniowy dla systemów CAD.

Po wczytaniu wyników pomiaru ze skanera HandySCAN (rys. 16a), rozpoczęła się ich wstępna obróbka, polegała ona na usunięciu szumów pomiarowych (trójkąty leżące w pewnej odległości od skanowanej powierzchni, ostre „kolce”, brakujące trójkąty, niewłaściwe normalne powierzchni, „złe” krawędzie) (rys. 16b).



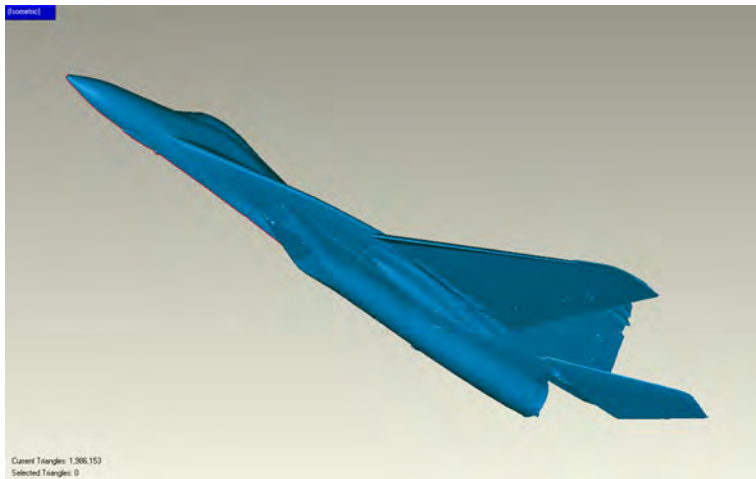
Rys. 16. Przykład powierzchni uzyskanej ze skanowania skanerem HandySCAN przed (a) i po (b) oczyszczeniu z szumów pomiarowych

Tak przygotowane powierzchnie wzajemnie zorientowano. Ze względu na wcześniej wspomniane błędy pomiarowe (odwzorowanie krawędzi spływu itp.) proces wzajemnej orientacji podzielony został na dwa etapy. W pierwszym zorientowano względem siebie fragmenty powierzchni (rys. 17a) należące do głównych elementów samolotu (powierzchnia skrzydła, powierzchnia kadłuba, osłona silnika, osłona wlotu, wewnętrzna powierzchnia statecznika itp.). Następnie dokonano połączenia ich w większe fragmenty (rys. 17b).

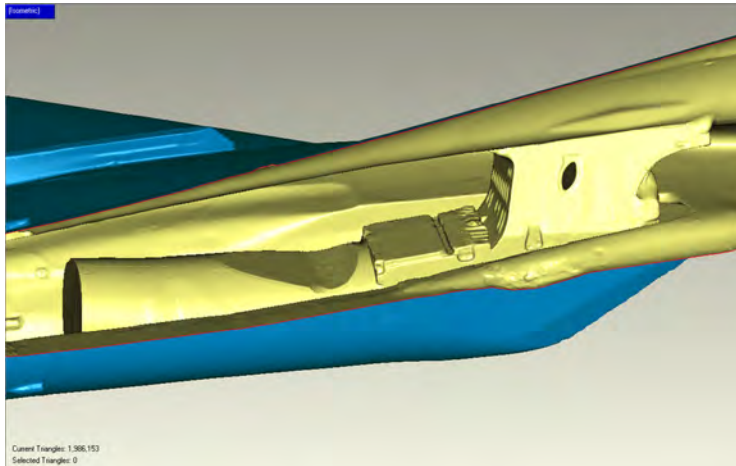


Rys. 17. Pierwszy etap modelowania układu wlotowego z gondolami silnika:
a) wzajemna orientacja płytów powierzchni, b) łączenie w większe struktury

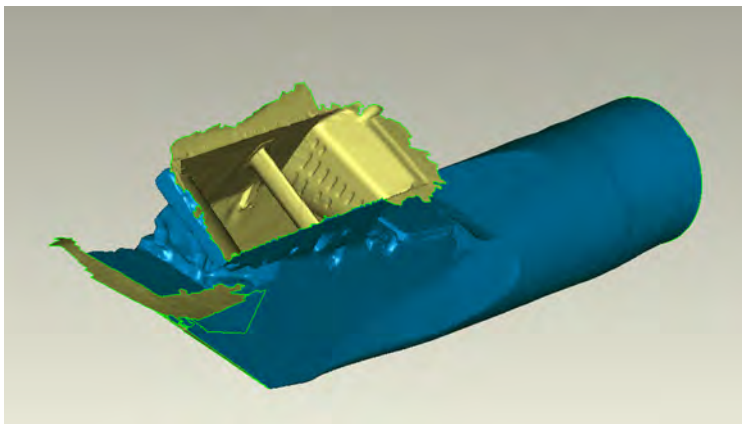
W kolejnym etapie powierzchnie z etapu pierwszego orientowano, tak by utworzyły geometrię jednego wlotu (rys. 18÷20), gondoli silnikowej wraz z kadłubem. Po wzajemnym ułożeniu zostały połączone z wykorzystaniem algorytmów bazujących na metodzie najmniejszych kwadratów.



Rys. 18. Chmura punktów przedstawiająca wlot silnika z gondolą wraz z kadłubem



Rys. 19. Model wlotu silnika wraz z kadłubem samolotu MiG-29 (chmura punktów)

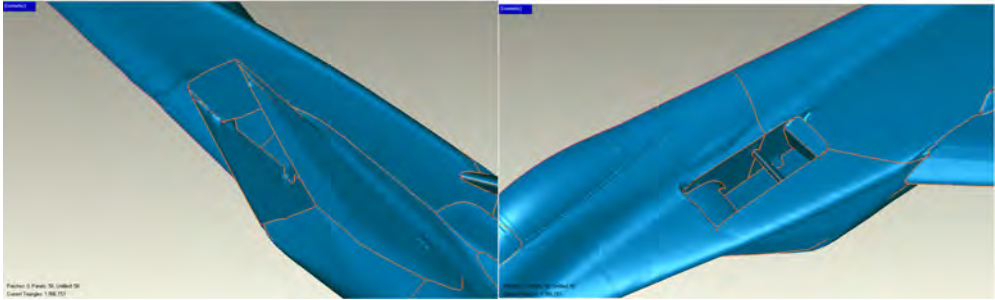


Rys. 20. Model wlotu z pomiarów (po opracowaniu wyników)

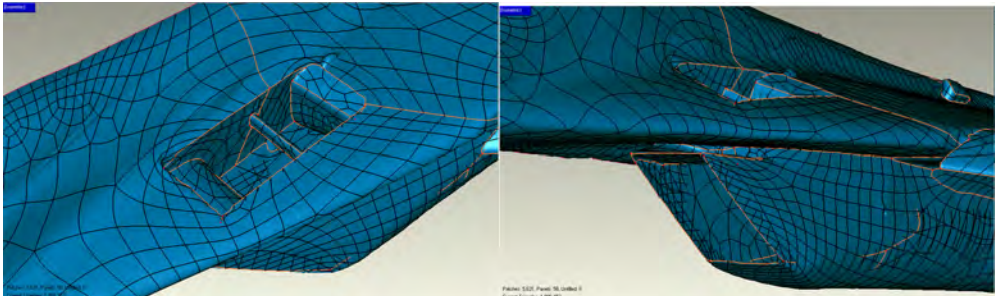
Otrzymaną geometrię powielono wykorzystując lustrzane odbicie, otrzymano dwie połówki samolotu, do których orientacji wykorzystano wyznaczoną płaszczyznę symetrii. Łącząc tak przygotowane chmury punktów zakończono etap obróbki danych pomiarowych.

Efektem pracy miało być utworzenie modelu numerycznego do edycji w systemie CAD. Dla tego na opracowanej bryle samolotu utworzono obrysy fragmentów powierzchni „contours” (rys. 21). Zostały one podzielone na mniejsze płyty – „patch`e” (rys. 22), w tak utworzonych płytach wyznaczono siatkę „grids” (rys. 23) dla potrzeb późniejszej parametryzacji powierzchni. Ostatnim krokiem była generacja powierzchni typu NURBS.

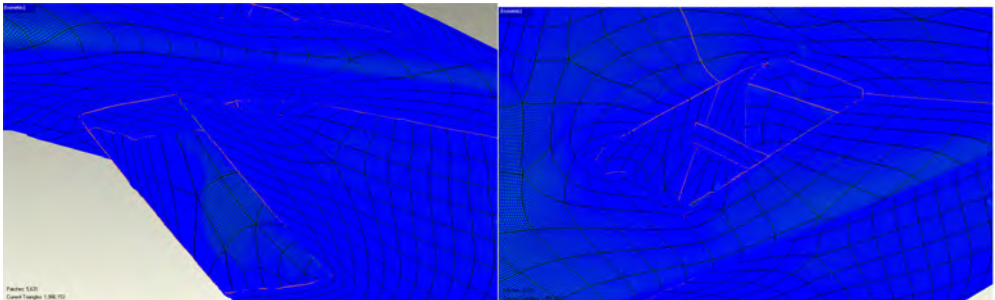
Wynik opisanych działań przedstawia rysunek 24. Tak utworzona powierzchnia została wyeksportowana do systemu Unigraphics NX (rys. 25).



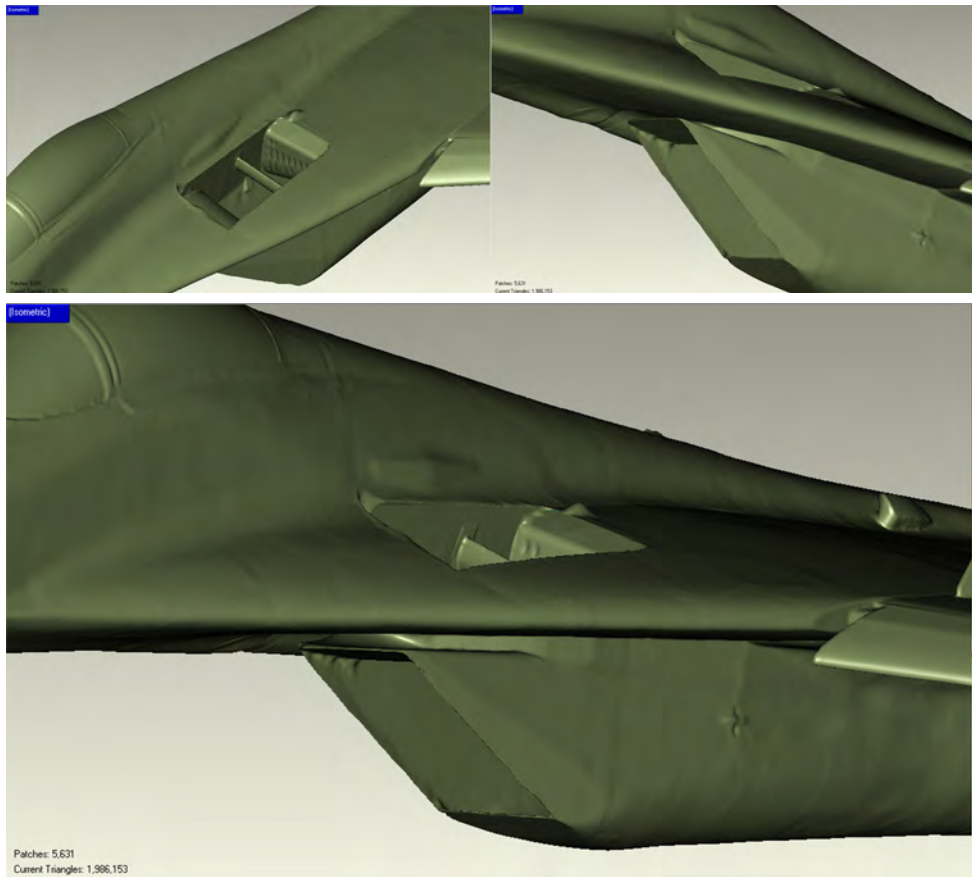
Rys. 21. Panele powierzchni na modelu samolotu



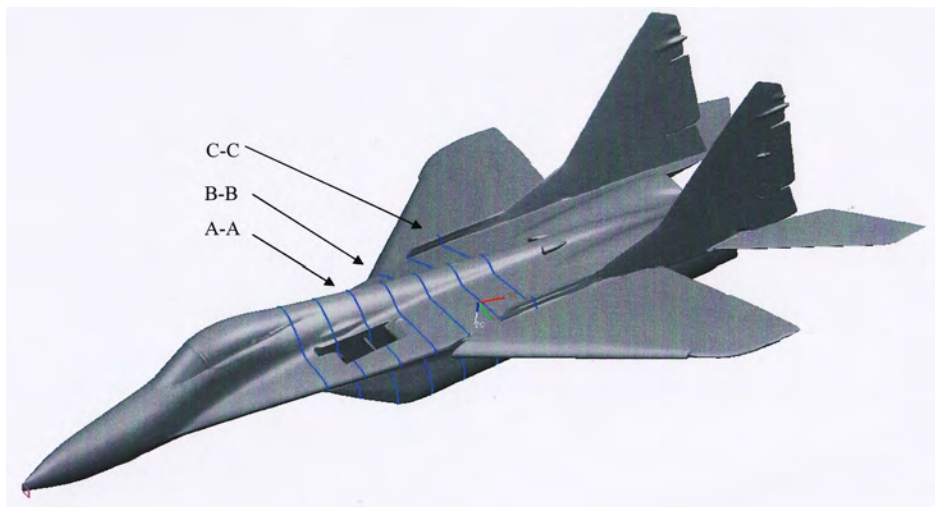
Rys. 22. Płaty powierzchni podzielone na patch`e



Rys. 23. Siatka rozpięta w płytach powierzchni

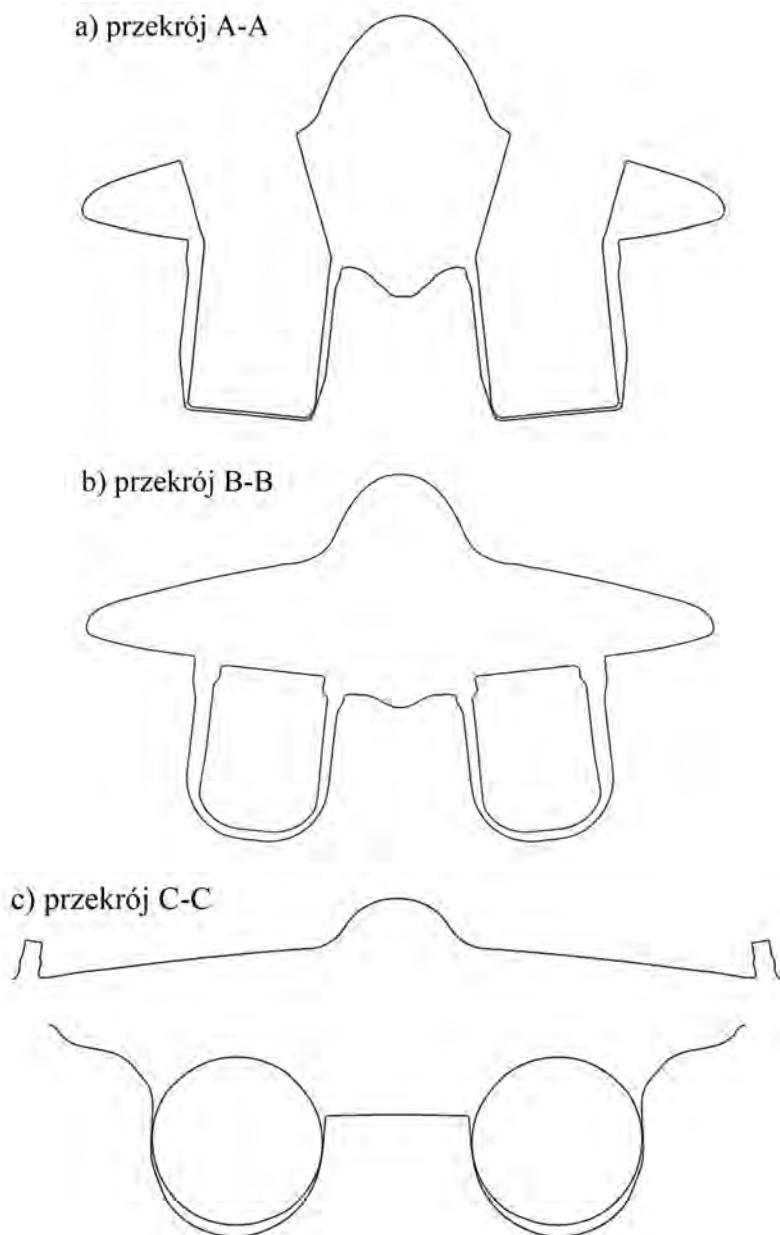


Rys. 24. Utworzona powierzchnia układu wlotowego silnika RD-33 w samolocie MiG-29



Rys. 25. Model samolotu MiG-29 z zamodelowanym układem wlotowym silnika i płaszczyznami przekroju poprzecznego wlotu

Rysunki 26a, 26b i 26c ilustrują przykładowe przekroje poprzeczne samolotu i wlotu do silnika, uzyskane za pomocą płaszczyzn przekroju (które na tle samolotu przedstawia rys. 25). Ze względu na przestrzenny charakter geometrii wlotu rysunek daje tylko ogólny pogląd na temat jego kształtu. Widoczny na rys. 26a obrys wlotu przedstawia zmianę przekrojów napływu, które łączą się z wlotami górnymi i model kanału przepływowego kończy się w płaszczyźnie przedniej podpory silnika.



Rys. 26. Przekroje poprzeczne układu wlotowego samolotu MiG-29

UWAGI KOŃCOWE I WNIOSKI

Istnieje konieczność prowadzenia w Polsce własnych analiz zespołów napędowych zabudowywanych na samolotach eksploatowanych w Siłach Powietrznych RP. Wiedza ta jest bardzo przydatna w całym procesie bieżącej eksploatacji i wiąże się z potrzebą podnoszenia bezpieczeństwa latania. Cel ten związany jest również z pracą układu wlotowego.

Zastosowanie procesu modelowania z wykorzystaniem nowoczesnych systemów pomiarowych sprzężonych z systemami CAD/CAM/CAE wnosi nową jakość do procesu metod inżynierii odwrotnej, a uwzględniając ważne kryteria nadzorowania eksploatowanych obecnie statków powietrznych można wykorzystać przedstawioną metodę do budowy modeli wirtualnych, które będą wspomagać proces kontroli stanu technicznego samolotu od rozpoczęcia eksploatacji po okres wycofania z użytkowania. Prawidłowo odtworzona geometria badanej struktury daje dużą gwarancję na wykonanie adekwatnego modelu numerycznego pod względem parametrów geometrycznych a zastosowanie języka GRIP (Graphics Interactive Programming) dla systemu Unigraphics daje możliwość elastycznej kontroli tworzonego obiektu na bazie pomiarów współrzędnościowych.

W ten obszar wpisuje się zagadnienie odtworzenia geometrii układu wlotowego turbinoowego silnika odrzutowego RD-33. Celem którego jest budowa modelu w systemie CAD/CAM/CAE, co w dalszej kolejności umożliwi analizę przebiegu zmian parametrów w układzie wlotowym jak również podatności układu wlotowego na zasysanie ciał obcych.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Björck Å., Dahlquist G., Metody numeryczne, PWN, Warszawa 1987.
- [2] Eliseew Ju. S., Bojcow A. G., Krymow W. W., Chworostuchin L. A., Technologieja proizvodstva awiacyonychnykh dwigatielej, Maszynostrojenije, Moscow 2003.
- [3] Kachel S., Application of the GRIP CAD/CAM/CAE Language for the Reverse Engineering Parametric Modelling Method of the Aviation Structures, RRDPAE 2008, ISSN: 1425-2104 Volume 2008.
- [4] Kachel S., Grafika inżynierska, WAT, Warszawa 2009
- [5] Kiciak P., Podstawy modelowanie krzywych i powierzchni: zastosowanie w grafice komputerowej, WNT, Warszawa 2000
- [6] www.gom.com
- [7] Samolot MiG-29, Układy płatowca, DWLiOP, Poznań 1991
- [8] Ziętarski S., AI-based optimization method for the analysis of co-ordinate measurements within integrated CAD/CAM/CAE systems, ImechE 2003.

WYKRYWANIE I SYGNALIZACJA OBLODZENIA STATKÓW POWIETRZNYCH

RYSZARD CHACHURSKI, PIOTR WAŚLICKI

Wojskowa Akademia Techniczna

Streszczenie

Możliwość niezauważonego wystąpienia oblodzenia statku powietrznego stanowi istotny problem dla bezpieczeństwa lotania. W przypadku szybkiego wzrastania grubości powłoki lodowej na powierzchniach nośnych może dojść do gwałtownego pogorszenia się własności lotnych statku powietrznego. Z tego względu bardzo istotne jest możliwie wczesne wykrycie oblodzenia pozwalające na włączenie w odpowiednim czasie instalacji przeciwoblozeniowej lub wyjście ze strefy oblodzenia. W artykule przedstawiono typowe rozwiązania konstrukcyjne wizualnych sygnalizatorów oblodzenia oraz czujników automatycznych zabudowywanych na samolotach i śmigłowcach.

Słowa kluczowe: statek powietrzny, oblodzenie, sygnalizacja oblodzenia, czujnik oblodzenia, zapobieganie oblodzeniu, oblodzenie wlotów do silników

Oblodzenie elementów konstrukcyjnych statku powietrznego jest zjawiskiem powodującym zarówno bezpośrednie, jak i pośrednie zagrożenie bezpieczeństwa lotów. Do grupy zagrożeń bezpośrednich zaliczyć można głównie zmiany charakterystyk aerodynamicznych i wzrost masy statku powietrznego, natomiast zagrożenie pośrednie powodowane przez oblodzenie powstaje np. wskutek utraty orientacji przestrzennej czy utratę kontroli nad parametrami lotu przez załogę. Jest to wynikiem tego, że oblodzeniu mogą ulegać następujące grupy elementów konstrukcyjnych statku powietrznego:

- elementy płatowca, np. krawędzie natarcia i powierzchnie skrzydeł i stateczników;
- elementy zespołu napędowego, np. wloty silnikowe, wlotowe stopnie sprężarek, śmigła, łopaty wirników nośnych śmigłowców oraz wloty i łopaty wentylatorów silników dwuprzepływowych;
- zewnętrzne elementy innych systemów, np. czujniki, anteny, elementy podwozia.

Proces obladzania może przebiegać z różną intensywnością. Przypadek, gdy grubość warstwy lodu w ciągu minuty wzrasta nie więcej niż o 0,5 mm traktowany jest jako oblodzenie o słabej intensywności, jeśli grubość warstwy lodu rośnie o 0,5...1 mm, wówczas oznacza to intensywność średnią, natomiast powyżej 1 mm/min to intensywność duża, przy czym w historii lotnictwa obserwowano przyrosty grubości warstwy lodu na powierzchniach nośnych rzędu 5...7 mm/min, a nawet większe (do 25 mm/min).

Ze względu na fakt, że nie zawsze możliwe jest wykonanie lotu poza rejonem warunków atmosferycznych sprzyjających występowaniu procesu oblodzenia elementów konstrukcyjnych, a w szczególności dotyczy to lotnictwa wojskowego oraz transportowego, naturalny był intensywny rozwój systemów zabezpieczających statki powietrzne przed oblodzeniem.

Dla zwiększenia bezpieczeństwa lotów samoloty i śmigłowce wyposaża się w różnego rodzaju sygnalizatory i czujniki oblodzenia. Pozwalają one określić początek i koniec procesu oblodzenia oraz poza sygnalizacją w kabinie pilota „oblodzenie” umożliwiają automatyczne sterownie pokładowymi systemami odladzającymi. Jest to istotne, ponieważ załogi, szczególnie wykonujące loty w trudnych warunkach atmosferycznych, a zwłaszcza w nocy, nie zawsze są w stanie odkryć pierwsze objawy oblodzenia, które w bardzo krótkim czasie może spowodować poważne zagrożenie. Z drugiej strony, systemy przeciwooblodzeniowe są używane wyłącznie w warunkach oblodzenia, a nie mogą być one włączone podczas każdego lotu przez cały czas jego trwania ze względu na duże zapotrzebowanie energii do ich zasilania, a także obniżanie osiąągów silników w przypadku najczęściej stosowanych instalacji cieplnych.

Sygnalizatory i czujniki oblodzenia usytuowane są zwykle na kadłubie lub skrzydłach statku powietrznego (tab. 1), co powoduje, że wskazują one pojawienie się lodu na płatowcu, a nie w kanałach przepływowych silników. Z tego powodu instalacje przeciwooblodzeniowe silników, zgodnie z zapisami instrukcji eksploatacji, należy włączać ręcznie z odpowiednim wyprzedzeniem¹.

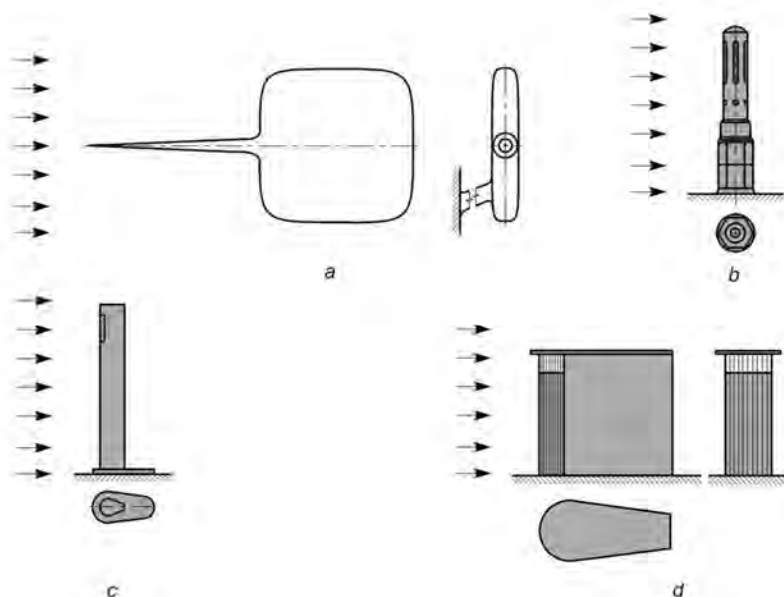
Tab. 1. Rozmieszczenie czujników instalacji przeciwooblodzeniowej na różnych rodzajach statków powietrznych

L.p.	Statek powietrzny	Rozmieszczenie czujników instalacji przeciwooblodzeniowej
1.	Airbus A310	- pod spodem przedniej części kadłuba
2.	Airbus A320, A330, A340	- na ramie między szybami kabiny załogi (wskaźnik wizualny)
3.	ATR 42	- krawędź natarcia lewego skrzydła - lewa strona kabiny pilotów (opcjonalny wskaźnik wizualny)
4.	ATR 72	- krawędź natarcia lewego skrzydła - prawa strona kabiny pilotów (wskaźnik wizualny)
5.	BAe JetStream 4100	- lewa strona przedniej części kadłuba
6.	Boeing 737	- lewa strona przedniej części kadłuba (opcjonalnie)
7.	Embraer Legacy	- prawa i lewa strona przedniej części kadłuba - górna powierzchnia prawego i lewego skrzydła
8.	MD-80	- na górnej powierzchni lewego i prawego skrzydła
9.	MD-11	- wlot do lewego i prawego silnika
10.	Mi-8	- wlot do wentylatora przekładni głównej - na zewnątrz po lewej stronie kabiny pilotów (wskaźnik wizualny)
11.	Piaggio Avanti II	- prawa strona przedniej części kadłuba

¹Zagadnienia związane z oblodzeniem lotniczych zespołów napędowych oraz podstawowe sposoby zapobiegania ich oblodzeniu opisano w artykule *Zagrożenia oblodzeniem silników turbinowych* zamieszczonym w zeszycie nr 199/2009 Prac Instytutu Lotnictwa.

1. WIZUALNE WSKAŹNIKI OBLODZENIA

Najprostszym, a jednocześnie niezawodnym, sygnalizatorem oblodzenia jest tzw. wizualny wskaźnik oblodzenia umieszczany na zewnątrz w zasięgu wzroku załogi, którego kształt lub sposób wykończenia powierzchni powoduje, że już w początkowej fazie oblodzenia statku powietrznego jest na nim widoczny lód narastający na elementach płatowca. W większości statków powietrznych sygnalizatory takie montowane są na bocznej części ramy oszklenia kabiny załogi powyżej jej dolnej krawędzi, ale np. w samolotach pasażerskich Airbus montowane są na środkowym słupku oszklenia kabiny załogi, aby tworzący się na nich lód był widoczny z foteli zarówno pierwszego, jak i drugiego pilota. Przykłady wizualnych wskaźników oblodzenia pokazano na rys. 1.



Rys. 1. Przykłady wizualnych wskaźników oblodzenia stosowanych na różnych statkach powietrznych, np. śmigłowcach Mi-2, Mi-8, samolotach Ił-18 (a), samolotach Airbus A319, A320, A321, A330 i A340 (b), Alenia C-27J Spartan (c) oraz ATR 42 i ATR 72(d)
[strzałkami zaznaczono kierunek napływu strug powietrza]

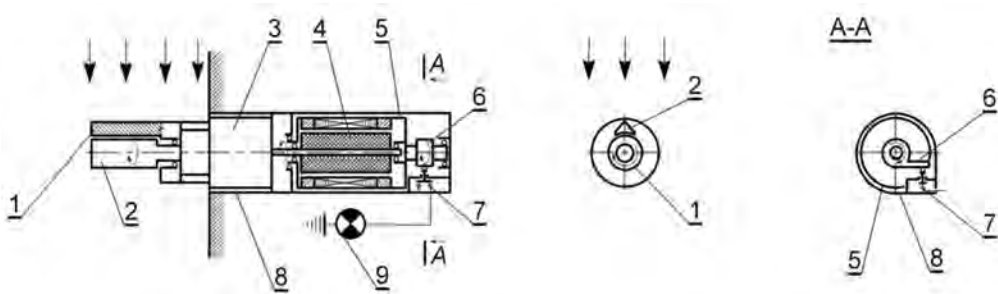
Wizualny wskaźnik oblodzenia pokazany na rys. 1a ma zwykle kolor naturalnego metalu, przy czym w niektórych przypadkach na jego trzonie nanoszone są w określonych odstępach czarne lub czerwone obwódki ułatwiające ocenę szybkości narastania lodu. Sygnalizatory przedstawione na rys. 1b, c, d mają kolor czarny dla ułatwienia zauważenia tworzącego się lodu, a ponadto są wyposażone w system wewnętrznego podświetlenia (źródłem światła w pierwszych dwu przypadkach jest dioda w kolorze zielonym, natomiast w trzecim wykorzystuje się żarówkę), co poprawia warunki ich obserwacji w porze nocnej. Ponadto niektóre z nich, np. wskaźnik pokazany na rys. 1c, mają włączany przez pilota system elektrycznego podgrzewania, który umożliwia stopienie (w ciągu 1 minuty) osadzonego na nich lodu dla sprawdzenia, czy statek powietrzny jeszcze znajduje się w strefie oblodzenia (lód utworzy się ponownie), czy też ją opuścił (lód nie utworzy się). W niektórych samolotach śmigłowych rolę swoistych sygnalizatorów oblodzenia pełnią kołpaki śmigieł, których obserwacja w warunkach sprzyjających oblodzeniu jest nakazana w instrukcjach eksploatacji.

2. AUTOMATYCZNE CZUJNIKI OBLODZENIA

Od wielu lat na statkach powietrznych montowane są różnego rodzaju automatyczne sygnalizatory oblodzenia, które potrafią bez absorbowania uwagi załogi wykryć proces obladzania elementów statku powietrznego i bez potrzeby ingerencji załogi włączyć układy wykonawcze instalacji przeciwobladzeniowej. Czujniki te pozwalają wykryć początkowe stadium oblodzenia płatowca (**nie silników!**) oraz umożliwiają ocenę intensywności procesu obladzania.

Przykładowe schematy konstrukcji różnego rodzaju czujników oblodzenia pokazano na rys. 2...5.

Czujnik mechaniczny przedstawiony na rys. 2 zamontowany jest w płatowcu w taki sposób, że na zewnątrz wystaje wirujący cylinder napędzany przez przekładnię za pomocą silnika elektrycznego oraz nieruchomy nóż osadzony w kadłubie czujnika. Między ścianką cylindra a nożem pozostawiona jest szczelina o szerokości ok. 0,1 mm, co powoduje, że do obracania cylindra wystarcza bardzo mały moment obrotowy, proporcjonalny do oporów toczenia w łożyskach, w których osadzony jest wałek silnika elektrycznego, cylindra oraz elementy przekładni. Podczas oblodzenia lód tworzący się na cylindrze wypełnia szczelinę i zaczyna być ścinany przez nóż, co wywołuje znaczny wzrost momentu obrotowego niezbędnego do napędu cylindra. Jednocześnie powstaje moment reakcyjny na kadłubie silnika elektrycznego ułożyskowanego w kadłubie czujnika, który powoduje nacisk na stykownik dźwigni osadzonej na wałku związanym z tylną ścianką kadłuba silnika. Po zwarciu styków w kabinie załogi włącza się lampka sygnalizująca oblodzenie.



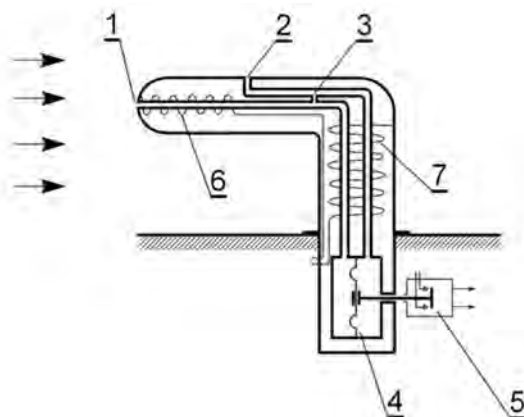
Rys. 2. Schemat mechanicznego czujnika oblodzenia:

- 1 – nóż, 2 – obracający się cylinder, 3 – przekładnia, 4 – wirnik silnika elektrycznego,
5 – kadłub silnika elektrycznego, 6 – wałek tylny z dźwignią, 7 – stykownik, 8 – kadłub czujnika,
9 – lampka sygnalizacyjna

Zaletą tego rodzaju czujnika jest duża prostota, w tym także brak konieczności ogrzewania jego elementów, i niezawodność działania.

Na rys. rys. 3 pokazano czujnik pneumatyczny, w którym – podobnie jak w prędkościomierzu – wykorzystywana jest różnica ciśnienia całkowitego (spiętrzenia) i statycznego napływającego powietrza. Podczas lotu w zwykłych warunkach atmosferycznych różnica między ciśnieniem całkowitym powietrza napływającego przez otwór usytuowany w przedniej części sondy, a ciśnieniem statycznym powietrza dopływającego przez otwór na bocznej powierzchni powoduje ugięcie membrany i rozwarście styków przekaźnika obwodu elektrycznego układu sterującego włączaniem lampki sygnalizacyjnej w kabinie załogi oraz automatycznym włączaniem instalacji przeciwobladzeniowej. Jeżeli natomiast statek powietrzny znajdzie się w strefie oblodzenia, wówczas tworząca się na czujniku powłoka lodowa spowoduje niedrożność kanału ciśnienia cał-

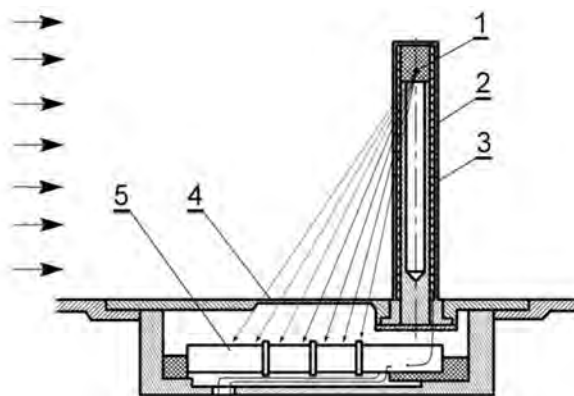
kowitego, a w konsekwencji wyrównanie poprzez dławik ciśnienia w komorach znajdujących się po obu stronach przepony i zwarcie styków przełącznika, co spowoduje włączenie sygnalizacji ostrzegającej o oblodzeniu oraz uruchomienie instalacji przeciwołdzeniowej. Temperaturę osłony czujnika uniemożliwiającej jego oblodzenie oraz możliwość odlodzenia kanału ciśnienia całkowitego zapewniają grzałki elektryczne.



Rys. 3. Schemat pneumatycznego czujnika oblodzenia:

1 - wlot kanału ciśnienia całkowitego, 2 - wlot kanału ciśnienia statycznego, 3 - dławik, 4 - przepona, 5 - przełącznik, 6, 7 - grzałki

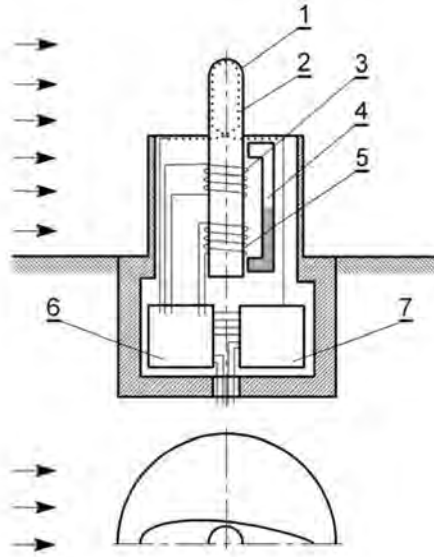
Kolejnym przykładem sygnalizatora czujnika oblodzenia jest pokazany na rys. 4 czujnik typu izotopowego. Jego zasada działania oparta jest na pomiarze radioaktywnego promieniowania β emitowanego przez materiał radioaktywny (stront 90 lub itr 90) umieszczony w końcowej części trzpienia czujnika w cylindrycznej osłonie. Promieniowanie to pada na okno o grubości ścianki ok. 0,2 mm znajdujące się w kadłubie czujnika i jest mierzone przez umieszczony pod nim licznik impulsów. W przypadku oblodzenia trzpienia sygnalizatora następuje spadek intensywności promieniowania β i układ elektroniczny włącza automatycznie system przeciwołdzeniowy, który jest wyłączany po ustąpieniu oblodzenia.



Rys. 4. Schemat izotopowego czujnika oblodzenia:

1 - materiał izotopowy, 2 - osłona cylindryczna, 3 - grzejnik, 4 - okno, 5 - licznik impulsów

Na rys. 5 pokazano sygnalizator wibracyjny, w którym element czuły pobudzany jest do drgań ze stałą częstotliwością z zakresu 20...40 Hz. W przypadku osadzania się na nim lodu częstotliwość drgań elementu czułego ulega zmianie (np. w czujniku stosowanym w samolotach Gulfstream G550 dla powłoki o grubości 0,5 mm częstotliwość obniża się o 133 Hz) wskutek wzrostu jego masy oraz sztywności i po osiągnięciu określonej wartości częstotliwości następuje włączenie sygnalizacji oraz instalacji przeciwołodziowej. Element czuły jest cyklicznie ogrzewany od wewnątrz dla umożliwienia sprawdzenia czy statek powietrzny opuścił strefę oblodzenia i musi on być wykonany z materiału, którego właściwości w niewielkim stopniu zmieniają się wraz ze zmianą temperatury.



Rys. 5. Schemat wibracyjnego czujnika oblodzenia :
 1 - element czuły, 2 - grzałka, 3 - cewka sprzężenia zwrotnego, 4 - magnes,
 5 - cewka wzbudzająca, 6 - oscylator, 7 - przełącznik

Stosowane bywają również inne rodzaje czujników, np. rezystancyjne, w których lód tworzący się między dwoma oddalonymi od siebie pierścieniami powoduje przepływ prądu elektrycznego i sygnalizację w kabinie załogi.

PODSUMOWANIE

Wskutek oblodzenia płatowców w latach 1982-2000 tylko w USA miały miejsce 583 katastrofy, w których zginęło ponad 800 osób, zarówno na pokładach niewielkich samolotów turystycznych, jak i dużych samolotów pasażerskich, natomiast ponad 750 osób zginęło w ciągu 36 lat (do roku 2004) w 22 katastrofach, które zdarzyły się podczas startu.

Bardzo ważna jest znajomość przez załogę zasad działania i ograniczeń czujników wykrywających oblodzenia, gdyż brak takiej wiedzy może mieć bardzo poważne konsekwencje. Przykładowo, czujnik montowany w skrzydłach samolotów ATR-72 przeznaczony do sygnalizacji procesu narastania powłoki lodowej powoduje włączenie odpowiedniej lampki w kabinie załogi, a jej zgaśnięcie jest jedynie oznaką ustania tego procesu (tworzenia się lodu), ale nie oznacza, że lodu na powierzchniach nośnych samolotu nie ma. Dla stwierdzenia tego faktu konieczne jest sprawdzenie wizualne.

Należy także pamiętać, że chwila, w której czujniki oblodzenia zasygnalizują utworzenie się lodu na płatowcu lub załoga sama zauważy ten fakt na wskaźnikach wizualnych, jest zbyt późna na włączenie instalacji przeciwooblodzeniowej silników. Z tego powodu dla uniknięcia oblodzenia zespołów napędowych należy **kategorycznie** przestrzegać zapisanych w instrukcjach eksploatacji warunków ręcznego włączania ich instalacji przeciwooblodzeniowych (zwykle są to temperatury +10°C i nieco niższe oraz występowanie w powietrzu wody w postaci opadów deszczu, śniegu, mżawki, mgły, chmur itp.).

Na przestrzeni lat podejmowane były próby montażu czujników we wlotach silników, np. we wlotach samolotów i śmigłowców radzieckich zakładano czujniki pneumatyczne lub izotopowe, jednak w późniejszym czasie z nich zrezygnowano, prawdopodobnie z powodu ich zawodności. Problemu tego nie udało się również dotychczas rozwiązać konstruktorom czołowych amerykańskich i europejskich firm lotniczych. Mechaniczny czujnik oblodzenia montowany był także we wlotach polskich silników K15 przeznaczonych do samolotów I-22 Iryda². Ze względu na już zbyt krótki czas użytkowania tego typu samolotów w polskim lotnictwie wojskowym trudno ocenić skuteczność jego działania.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Banel T., Rutkowski K., *Wyposażenie hydropneumatyczne samolotów i śmigłowców*, WAT, Warszawa, 1990
- [2] Blair W. E., Moore D. W., *Ice detectors*, United States Patent Office, 1959
- [3] Chachurski R., Drozdowski Z., Jasiński J., Kowaleczko G., Kroszczyński K., Michałowski R., Panas A., Pietrek S., Sobieraj W., Wrzesień S., *Oblodzenie statków powietrznych*, Wydawnictwo Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, Warszawa, 2005
- [4] Chachurski R., *Zagrożenia oblodzeniem silników turbinowych*, Prace Instytutu Lotnictwa nr 199, Wydawnictwa Naukowe Instytutu Lotnictwa, Warszawa, 2009
- [5] Floyd C., Petty K., *A Statistical Review of Aviation Airframe Icing Accidents in the U.S.*, 11th Conference on Aviation, Range, and Aerospace, Hyannis, 2004
- [6] Францев В.К., Шерлыгин Н.А., *Силовая установка самолетов Як-40 и М-15, Транспорт, Москва, 1981*
- [7] Grindheim E. A., Werner F. D., *Ice detector*, United States Patent Office, 1967
- [8] *Gulfstream G550 Operating Manual*, Gulfstream Aerospace Corporation, 2003
- [9] Hughes J. F., Regis B., *Ice detectors*, United State Office, 1970
- [10] *Lighted Icing Indicators P/N 741-001*, Madelec Aero, Rambouillet, 2000
- [11] *Lighted Icing Indicators P/N 864-001*, Madelec Aero, Rambouillet, 2000
- [12] Panas A. J., Waślicki P., *Analiza wymiany ciepła odbiornika ciśnień Pwd-4 w warunkach oblodzeniowych*, Mechanika w Lotnictwie, 2002
- [13] Szczeciński S. (red.), *Ilustrowany leksykon lotniczy. Osprzęt i radioelektronika*, WKiŁ, Warszawa, 1990
- [14] *Target on Ground Icing*. Directorate of Flight Safety, Canada's Air Force, Ottawa, 2008
- [15] *Visual Lighted Icing Detector P/N 888-001*, Madelec Aero, Rambouillet, 2000

²Mechaniczny czujnik oblodzenia zachował się we wlocie znajdującego się w pracowni Napędów Lotniczych WAT silnika K15 ze zmodyfikowanym na potrzeby prób zastosowania go w samolotach TS-11 Iskra.

INSTALACJE PRZECIWOBLODZENIOWE I ODLADZAJĄCE STATKÓW POWIETRZNYCH

RYSZARD CHACHURSKI, PIOTR WAŚLICKI

Wojskowa Akademia Techniczna

Streszczenie

Oblodzenie statku powietrznego stanowi poważne zagrożenie dla bezpiecznego wykonywania zadań lotniczych. Ze względu na konieczność prowadzenia lotów w różnych warunkach, większość statków powietrznych wyposażonych jest w instalacje zapobiegające powstawaniu oblodzenia lub/i odladzające. W artykule przedstawiono typowe sposoby zabezpieczania przed oblodzeniem elementów konstrukcyjnych płatowca, łopat wirników nośnych śmigłowców i śmigieł, silnikowych wlotów powietrza, oszklenia kabiny i czujników zewnętrznych za pomocą różnego rodzaju systemów termogazowych lub termoelektrycznych. Opisano typowe instalacje przeciwoblodzeniowe statków powietrznych.

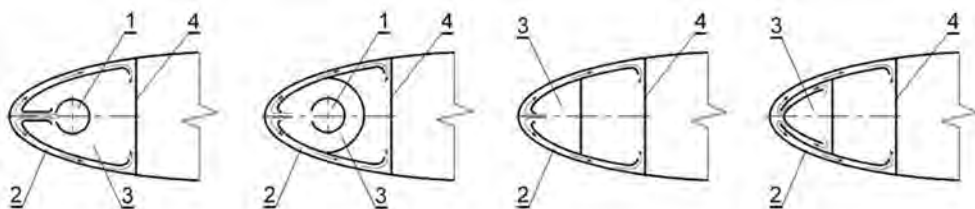
Słowa kluczowe: statek powietrzny, silnik lotniczy, oblodzenie, instalacja przeciwoblodzeniowa, odladzanie, zapobieganie oblodzeniu

W celu uniknięcia negatywnego oddziaływania lodu znajdującego się na elementach konstrukcyjnych na właściwości aerodynamiczne statku powietrznego, podczas lotu szczególnej ochronie poddawane są takie elementy płatowca i zespołu napędowego jak: skrzydła i ustalenie, wloty silników, śmigła lub łopaty wirnika nośnego śmigłowca, przednie szyby kabiny załogi oraz czujniki innych systemów pokładowych. Te same elementy są także odladzane po utworzeniu się już na nich osadu lodowego. Do zabezpieczania samolotów i śmigłowców przed oblodzeniem wykorzystuje się głównie ogrzewanie ich niewrażliwych zespołów gorącym powietrzem pobieranym ze sprężarek silników lub za pomocą energii elektrycznej wytwarzanej przez generatory napędzane przez silniki. Powoduje to, że włączenie instalacji przeciwoblodzeniowej pociąga zwykle za sobą zmniejszenie ciągu lub mocy silników.

W niniejszej publikacji przedstawione są typowe płatowcowe instalacje przeciwoblodzeniowe. Zagadnienia związane z oblodzeniem lotniczych zespołów napędowych oraz podstawowe sposoby zapobiegania ich oblodzeniu opisano w artykule *Zagrożenia oblodzeniem silników turbinowych* zamieszczonym w zeszycie nr 199/2009 Prac Instytutu Lotnictwa.

1. ZABEZPIECZANIE PRZED OBLODZENIEM I ODLADZANIE ELEMENTÓW KONSTRUKCYJNYCH PŁATOWCA

Najbardziej rozpowszechnionymi systemami zabezpieczającymi skrzydła i usterzenie statku powietrznego są układy termogazowe (rys. 1) nagrzewające gorącym powietrzem pobieranym ze sprężarek silników okolice krawędzi natarcia (noska profilu) lub układy kruszące lód na krawędzi natarcia (rys. 2) przy wykorzystaniu pneumatycznych komór zasilanych również powietrzem pobieranym ze sprężarek. Rzadziej stosuje się elektryczne ogrzewanie tych rejonów (rys. 3). W systemach termogazowych powietrze najczęściej rozprowadzane jest wzdłuż krawędzi natarcia wewnątrz noska profilu rurami z otworami, z których dostaje się ono do kanałów (między podwójne ścianki) w nosku profilu.



Rys. 1. Rozwiązania konstrukcyjne układu dystrybucji gorącego powietrza w termogazowych systemach przeciwołodziennych skrzydeł i usterzeń:

- 1- rura z otworami doprowadzająca gorące powietrze ze sprężarki silnika, 2 – kanały dystrybucyjne gorącego powietrza w nosku profilu, 3 – komora mieszania, 4 – ścianka dźwigara

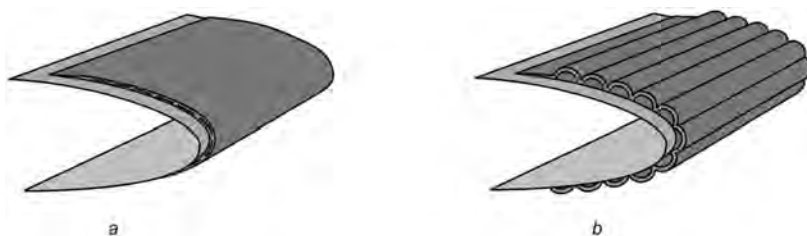
Systemy termogazowe stosuje się zazwyczaj w samolotach z silnikami odrzutowymi, ze względu na stosunkowo duże masowe natężenie przepływu powietrza przez te silniki.

Przykładowo, tylko dla zabezpieczenia przed oblodzeniem wlotów, w przypadku silnika Rolls-Royce Trent 900, w zależności od zakresu jego pracy, pobiera się z 3-go stopnia sprężarki wysokiego ciśnienia powietrze w ilości 1,16...1,39% masowego natężenia przepływu przez kanał wewnętrzny (co powoduje zmniejszenie ciągu silnika).

Znacznie mniej energii jest potrzebne do pokruszenia osadzonej już powłoki lodowej, stąd w samolotach śmigłowych, których silniki mają zwykle znacznie mniejsze masowe natężenie przepływu powietrza od silników odrzutowych, często stosuje się instalacje przeciwołodziennowe polegające na cyklicznym napełnianiu powietrzem elastycznych komór zainstalowanych na nosku profilu chronionych elementów samolotu – skrzydeł, usterzeń, chwytów powietrza, kanałów wlotów.

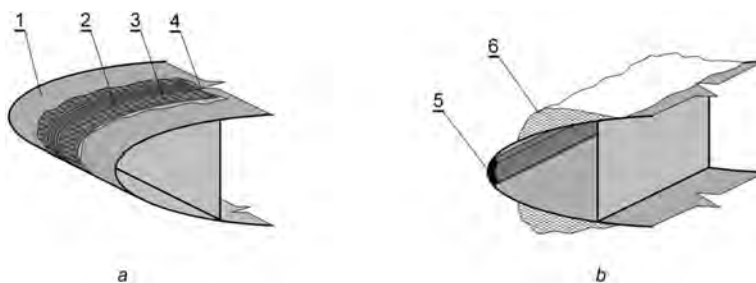
Komory takie tworzy się poprzez naklejenie w odpowiedni sposób na poszycie skrzydła elementów z materiału elastycznego, wykonanych głównie z syntetycznej gumy, przy czym materiał ten musi zachowywać elastyczność również w niskich temperaturach. Wypełnienie komór powietrzem powoduje skruszenie osadu lodowego wytworzonego na tych powierzchniach (rys. 2). Powietrze pobierane jest ze sprężarki silnika i poprzez przewody rozprowadzające, zawory, regulatory ciśnienia i filtry podawane jest do komór.

Przy stosowaniu systemu tego typu bardzo ważnym parametrem jest czas włączenia systemu z uwagi na grubość powłoki lodowej utworzonej na chronionych powierzchniach. Zbyt cienka powłoka lodowa może ulec odkształceniu razem z elementem gumowym, a następnie umocnieniu w wyniku dalszego osadzania się lodu, co w konsekwencji uniemożliwi usunięcie go. Z kolei w przypadku zbyt późnego uruchomienia systemu (gruba warstwa osadu), działanie jego może być zbyt słabe do skruszenia powłoki lodowej.



Rys. 2. Pneumatyczny system przeciwooblodzeniowy do mechanicznego usuwania lodu z chronionych powierzchni – układ elementów elastycznych przed (a) i po (b) napełnieniu ich powietrzem

Innym sposobem zabezpieczania przed oblodzeniem krawędzi natarcia skrzydeł i powierzchni sterowych jest stosowanie systemów termoelektrycznych. Elementy grzejne na skrzydłach i usterzeniach rozmieszcza się w miejscach analogicznych do miejsc ogrzewanych przy stosowaniu systemów termogazowych. Są one podłączone do instalacji elektrycznej statku powietrznego i po uruchomieniu instalacji następuje przepływ prądu z prądnicy poprzez element oporowy (grzejny) a w konsekwencji wydzielanie ciepła.



Rys. 3. Termoelektryczne systemy przeciwooblodzeniowe powierzchni nośnych i sterowych z powierzchniowymi elementami grzejnymi (a) i z tzw. nożem ciepłym (b):

1 – poszycie wierzchnie płata, 2 – izolacja, 3 – drut oporowy elementu grzejnego ułożony na warstwie tkaniny ochronnej, 4 – warstwa wewnętrzna poszycia, 5 – element grzejny, 6 – wtórna warstwa lodu

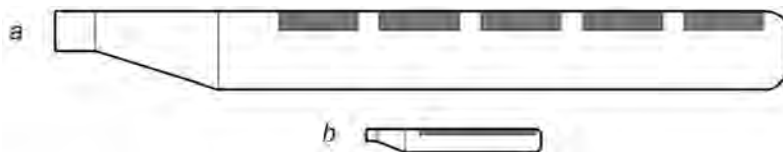
Stosuje się dwa rodzaje systemów termoelektrycznych – z powierzchniowymi elementami grzejnymi i z tzw. nożem ciepłym. W pierwszym z nich elementy (maty) grzejne znajdują się na dużej powierzchni noska profilu ogrzewanych elementów. W drugim element grzejny umieszczony jest tylko na krawędzi natarcia tworząc tzw. nóż ciepły – w tym przypadku istnieje niebezpieczeństwo, że woda ze stopionego na krawędzi natarcia lodu z powrotem zamrznie na nieogrzewanej części noska profilu, co może spowodować znaczne pogorszenie własności lotnych samolotu.

Wykorzystywanie systemów termicznych wymaga dostarczenia dużej energii niezbędnej do stopnienia lodu, np. w samolocie Il-18 sumaryczna moc energii niezbędnej do podgrzania krawędzi natarcia skrzydeł do temperatury nie przekraczającej $40 \pm 10^\circ\text{C}$ wynosi 140 kW, ale poprzez zastosowanie ogrzewania cyklicznego zmniejszono zapotrzebowanie na nią do 35 kW, natomiast każda sekcja usterzenia wymaga paneli grzewczych o mocy 11 kW. W tym samym samolocie wloty powietrza do silników ogrzewane są pobieranym ze sprężarki powietrzem o temperaturze $140\text{-}180^\circ\text{C}$.

W niektórych samolotach, głównie lekkich, do zabezpieczania elementów konstrukcyjnych płatowca przed oblodzeniem stosowane są natryskowe cieczowe systemy przeciwooblodzeniowe, w których wykorzystuje się zwykle 98% alkoholu etylowego.

2. ZAPOBIEGANIE OBLADZANIU ŁOPAT WIRNIKÓW NOŚNYCH ŚMIGŁOWCÓW LUB ŚMIGIEŁ

Łopaty śmigieł lub wirników nośnych śmigłowców zabezpiecza się przed oblodzeniem przede wszystkim przy zastosowaniu termoelektrycznych systemów przeciwołodziennych, których działanie jest analogiczne do systemów stosowanych do odladzania powierzchni nośnych samolotów. Elementy grzejne rozmieszczone są w postaci sekcji na łopatach wirnika nośnego i śmigła ogonowego śmigłowca lub śmigła samolotu (rys. 4) i uruchamiane w odpowiedniej sekwencji. Krawędzie natarcia łopat wirnika nośnego odladzane są okresowo w zależności od temperatury otoczenia.



Rys. 4. Schemat rozmieszczenia sekcji grzejnych termoelektrycznego systemu przeciwołodziennego łopat wirnika nośnego (a) i śmigła ogonowego (b) śmigłowca

Należy dodać, iż w przypadku śmigieł w pewnym zakresie skutecznie można zapobiegać ich oblodzeniu poprzez okresowe zwiększenie prędkości obrotowej śmigła i wykorzystanie siły odśrodkowej do usuwania kropeł wody z powierzchni.

Dla zabezpieczenia śmigieł przed osadzaniem się na ich łopatach lodu, stosowane są również cieczowe systemy przeciwołodziennowe, zwłaszcza w samolotach lekkich.

3. ZABEZPIECZANIE PRZED OBLODZENIEM OSZKLENIA KABIN I CZUJNIKÓW ZEWNĘTRZNYCH

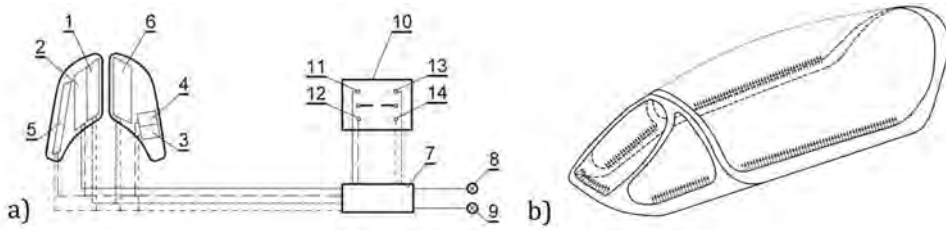
Wymieniane już wcześniej przeciwołodziennowe systemy cieczowe są także stosowane do usuwania lodu z szyb kabin pilotów, jednak oszklenie kabiny załogi może być również zabezpieczane przed tworzeniem się powłok lodowych przez stosowanie systemów termoelektrycznych¹ lub termogazowych (rys. 5).

Przykład termoelektrycznego układu przeciwołodziennego oszklenia kabiny załogi samolotu Piaggio Avanti II przedstawiono na rys. 5a. Wydzielone strefy szyb podzielone są na 6 sektorów ogrzewanych cyklicznie przez 2 niezależne układy zasilane z osobnych magistral energetycznych. Każdy z układów może pracować w trybie odladzania lub zapobiegania zaparowywaniu szyb w zależności od położenia przełączników na pulpicie w kabinie załogi. W trybie odladzania układ pierwszy ogrzewa strefę 2, natomiast drugi strefy 1 i 6, natomiast w trybie zapobiegania zaparowywaniu szyb układ pierwszy ogrzewa strefy 2, 4 i 5, a strefy 1, 3, 5 i 6 przez układ drugi.

System wyposażony jest w czujniki temperatury zapobiegające przed przegrzaniem szyb, a sterownik reguluje natężenie przepływu prądu przez elementy grzejne w zależności od temperatury otoczenia i intensywności oblodzenia.

Elementy grzejne w postaci siatki wykonanej z drutu oporowego umieszcza się między warstwami szyb, przy czym zarówno grubość drutu, jak i odległości między nimi oraz położenie prętów przewodzących muszą być tak dobrane, aby nie ograniczały pilotowi możliwości obserwacji i nie wpływały na komfort jego pracy.

¹Powszechnie stosowanych w tylnych szybach samochodów osobowych, a w niektórych markach samochodów - także w przednich szybach



Rys. 5. Termoelektryczny system przeciwooblodzeniowy szyb kabiny samolotu Piaggio Avanti II (a) i termogazowy samolotu MiG-21 (b):

1, 2, 3, 4, 5, 6 – strefy ogrzewane, 7 – sterownik, 8, 9 – lampka sygnalizująca przegrzanie elementów lewej lub prawej szyby, 10 – panel sterowania w kabynie załogi, 11, 12 – położenia przełącznika zasadniczego układu przeciwooblodzeniowego odpowiednio dla trybu pracy odladzania i zapobiegania zaporowywaniu, 13, 14 – położenia przełącznika rezerwowego układu przeciwooblodzeniowego odpowiednio dla trybu pracy odladzania i zapobiegania zaporowywaniu

W niektórych samolotach bojowych stosowany jest termogazowy system odladzania osłony kabiny (rys. 5b). W tego rodzaju układzie przeciwooblodzeniowym gorące powietrze pobierane ze sprężarki albo jest nadmuchiwane na szyby z umieszczonych wokół kolektorów, albo podawane jest w przestrzeń pozostawioną w tym celu między dwiema warstwami szyby.

Zapobieganie oblodzeniu elementów pomiarowych oraz zewnętrznych czujników systemów pokładowych, a także usytuowanych w kanałach dolotowych silników w głównej mierze realizowane jest sposobami termoelektrycznymi, aczkolwiek bywają stosowane również systemy termogazowe. Klasycznym przykładem zastosowania systemu termoelektrycznego może być odbiornik ciśnienia powietrza, czy omawiany wcześniej płatowcowy pneumatyczny czujnik oblodzenia, chociaż w przypadku montowania tych czujników w kanale wlotowym silnika, do jego ogrzewania wykorzystywano gorące powietrze pobierane ze sprężarki.

4. INSTALACJE PRZECIWOBLODZENIOWE STATKÓW POWIETRZNYCH

Statki powietrzne wyposażane są w układy przeciwooblodzeniowe, składające się z instalacji działających na różnej zasadzie chroniących poszczególne elementy konstrukcji.

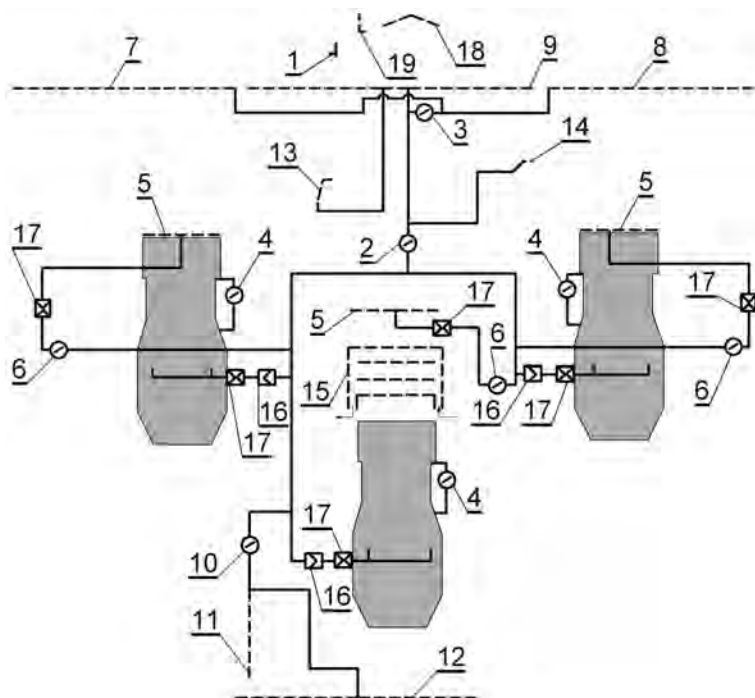
Typowy przykład rozbudowanego układu przeciwooblodzeniowego, jakie często stosowane są w odrzutowych samolotach pasażerskich lub transportowych, pokazano na rys. 6 na przykładzie samolotu Jak-40. Krawędzie natarcia skrzydeł i usterzenia, a także wloty powietrza do silników i chwyt pobierania powietrza do układu klimatyzacji, a także górna antena ogrzewane są poprzez system termogazowy zasilany powietrzem pobieranym zza sprężarek wysokiego ciśnienia silników samolotu, natomiast szyby kabiny załogi oraz odbiornik ciśnienia są ogrzewane elektrycznie. Kanał wlotowy środkowego silnika ogrzewany jest gorącym powietrzem z układu klimatyzacji kabiny pasażerskiej. Część termogazowa systemu jest automatycznie odłączana w przypadku awarii dwu spośród trzech silników.

Włączanie układu przeciwooblodzeniowego może odbywać się w sposób ręczny lub automatyczny - na podstawie sygnału z czujnika oblodzenia zamontowanego w przedniej części kadłuba samolotu. System przeciwooblodzeniowy może pracować w trybie ogrzewania silników na ziemi, w trybie zapobiegawczym i w trybie pełnym.

Tryb ogrzewania silników na ziemi włączany jest ręcznie dla każdego z silników osobno po ich uruchomieniu w warunkach sprzyjających oblodzeniu. Ogrzewane są wówczas łopatkami wlotowych wieńców kierownic i kołpaki silników oraz (przez częściowe otwarcie odpowiednich zaworów) wloty powietrza. W celu ogrzania kanału wlotowego środkowego silnika należy włą-

czyć układ klimatyzacji kabiny pasażerskiej. Na ziemi zabronione jest włączanie ogrzewania pozostałych elementów płatowca dla uniknięcia ich przegrzewania. Elektryczne ogrzewanie szyb kabiny załogi oraz odbiornika ciśnień włącza się ręcznie przed wykołowaniem na start.

Zapobiegawczy tryb pracy systemu przeciwooblodzeniowego stosuje się podczas lotu w warunkach sprzyjających oblodzeniu, natomiast tryb pełny w czasie lotu w warunkach oblodzenia. Włączane są one poprzez odpowiednie ustawienie przełącznika na pulpicie w kabinie załogi lub, podczas lotu w warunkach oblodzenia przy ustawieniu przełącznika w położenie AUTO na podstawie sygnalizacji czujnika oblodzenia następuje automatyczne przełączanie trybów pracy zapobiegawczego i pełnego, przy czym przy ustawieniu dźwigni sterowania silników środkowego i prawego w położenie odpowiadające ustawieniu dźwigni sterowania na 0,85 zakresu nominalnego lub wyższy, a system przeciwooblodzeniowy automatycznie przechodzi z trybu pracy pełnego na zapobiegawczy. Możliwość automatycznego włączenia pełnego trybu pracy systemu na podstawie sygnałów czujnika oblodzenia jest także odłączana na podstawie sygnałów wyłącznika krańcowego sygnalizującego odciążenie amortyzatora prawej nogi podwozia lub otwarcie zamka podwozia przedniego (w zależności od wersji samolotu).



Rys. 6. Schemat układu przeciwooblodzeniowego samolotu Jak-40:

- 1 - izotopowy sygnalizator oblodzenia, 2 - zawór ogrzewania krawędzi natarcia centroplata,
- 3 - zawór ogrzewania krawędzi natarcia końcówek skrzydeł, 4 - zawory ogrzewania wlotowych wieńców kierownic i kołpaków silników, 5 - układ ogrzewania krawędzi natarcia chwytów powietrza,
- 6 - zawory ogrzewania chwytów powietrza, 7 - układ ogrzewania lewego skrzydła, 8 - układ ogrzewania prawego skrzydła, 9 - układ ogrzewania centroplata, 10 - zawór ogrzewania usterzenia,
- 11 - układ ogrzewania krawędzi natarcia statecznika pionowego, 12 - układ ogrzewania krawędzi natarcia statecznika poziomego, 13 - układ ogrzewania górnej anteny UKF, 14 - układ ogrzewania chwytu pobierania powietrza do układu klimatyzacji, 15 - układ ogrzewania kanału wlotowego środkowego silnika, 16 - zawory jednokierunkowe, 17 - zwężki, 18 - elektryczny układ ogrzewania szyb kabiny załogi, 19 - elektryczny układ ogrzewania odbiornika ciśnień

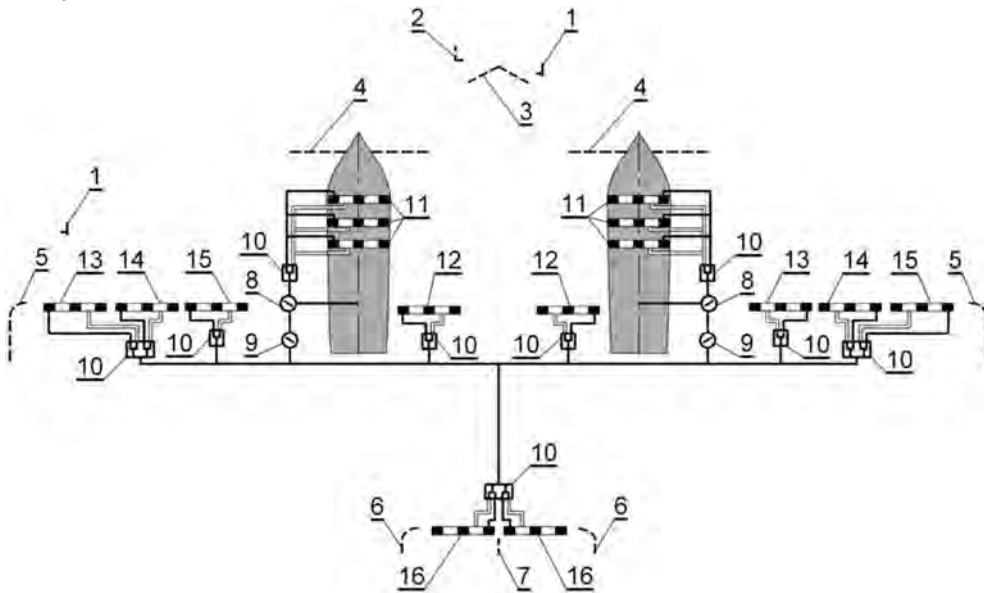
Podczas pracy systemu w trybie zapobiegawczym włączany jest układ ogrzewania wszystkich trzech silników i pracuje on jak podczas ich ogrzewania na ziemi, a ponadto włączane jest ogrzewanie krawędzi natarcia centropłata. Ilość powietrza dopływającego do ogrzewanych elementów w tym trybie pracy ograniczana jest poprzez zwężki.

Po włączeniu instalacji przeciwooblodzeniowej w tryb pracy pełny – ogrzewane są wszystkie podlegające ochronie elementy płatowca i silników, przy czym zawory sterujące przepływem powietrza są otwierane całkowicie.

Należy zwrócić uwagę na zastosowanie w samolocie Jak-40 ogrzewania górnej anteny UKF. Zapobiega to osadzeniu się niej lodu, który zerwany pod wpływem drgań lub w wyniku wzrostu temperatury powietrza atmosferycznego, np. po zmniejszeniu wysokości lotu, wpadając do wlotu środkowego silnika mógłby uszkodzić łopatkę wentylatora (!).

W samolocie Airbus A320 system termogazowy ogrzewa jedynie krawędzie natarcia trzech skrajnych sekcji slotów każdego skrzydła oraz wloty silników, natomiast system termoelektryczny szyby kabiny załogi, czujniki oraz układ zlewania wody z toalet. Nie są ogrzewane pozostałe części krawędzi natarcia skrzydeł oraz usterzenia. Podobnie działają systemy przeciwooblodzeniowe samolotów A300, A310, A330 i A340.

Przykład układu przeciwooblodzeniowego stanowiącego połączenie systemu termoelektrycznego z pneumatycznym, stosowanego w samolotach pasażerskich lub transportowych średniego zasięgu wyposażonych w turbinowe silniki śmigłowe, przedstawiono na rys. 7 (ATR 72).



Rys. 7. Schemat systemu przeciwooblodzeniowego samolotu ATR 72: 1 - sygnalizator oblodzenia, 2 - elektryczny układ ogrzewania odbiornika ciśnienia, 3 - elektryczny układ ogrzewania szyb kabiny załogi, 4 - elektryczny układ ogrzewania łopat śmigieł, 5 - elektryczny układ ogrzewania końcówek skrzydeł ze światłami pozycyjnymi, 6 - elektryczny układ ogrzewania końcówek statecznika poziomego, 7 - elektryczny układ ogrzewania końcówki statecznika pionowego ze światłem pozycyjnym, 8 - zawór włączania instalacji przeciwooblodzeniowej zespołu napędowego, 9 - zawór włączania instalacji przeciwooblodzeniowej płatowca, 10 - zawór rozdzielający powietrze do poszczególnych komór systemu pneumatycznego, 11 - pneumatyczny układ odladzania chwytów powietrza, kanałów wlotowych i odpylaczy, 12, 13, 14, 15 - pneumatyczny układ odladzania centropłata oraz środkowej i końcowej części skrzydeł, 16 - pneumatyczny układ odladzania statecznika poziomego

Samolot wyposażony jest we współpracujący z komputerem pokładowym czujnik oblodzenia umieszczony na krawędzi natarcia lewego skrzydła oraz wizualny wskaźnik oblodzenia usytuowany w polu widzenia załogi. Krawędzie natarcia skrzydeł i statecznika poziomego, wloty silników i odpylacze powietrza wyposażone są w pneumatyczny system odladzania, natomiast czujniki, szyby kabiny załogi, łopaty śmigieł, owiewki na końcach usterzenia poziomego i pionowego oraz skrzydeł ogrzewane są przez system termoelektryczny.

Przeciwoblodzeniowy system pneumatyczny cyklicznie doprowadza powietrze o temperaturze do 230°C ze sprężarki silnika napędowego do naprzemiennie co drugiej spośród podłużnych komór usytuowanych prostopadle do krawędzi natarcia na noskach profili odladzanych elementów płata i usterzenia poziomego oraz pierścieniowych komór na elementach chwytów powietrza i w kanałach wlotowych silników. System może pracować w dwu trybach pracy – powolnym, w którym poszczególne komory napełniane są powietrzem co 180 sekund lub szybkim, kiedy komory napełniane są co 60 sekund.

Przeciwoblodzeniowy system termoelektryczny łopat śmigieł cyklicznie zasila elementy grzejne, przy czym szybkość powtarzania cyklu uzależniona jest od temperatury otoczenia – cykl szybki dla temperatury -30...-10°C oraz powolny dla temperatury -10...0°C. Z kolei system ogrzewania przednich szyb kabiny załogi utrzymuje temperaturę ich zewnętrznych powierzchni nie niższą niż 2°C zabezpieczając je przed oblodzeniem oraz temperaturę nie niższą niż 21°C na wewnętrznych powierzchniach szyb przednich i bocznych, co zapobiega ich zaparowywaniu. System ten zabezpiecza również przed oblodzeniem odbiorniki ciśnień, czujniki temperatury oraz czujniki kąta natarcia. Ogrzewanie owiewek na końcach skrzydeł oraz statecznika pionowego ma przede wszystkim zapobiegać oblodzeniu światła pozycyjnych.

Statki powietrzne często wyposażane są w mieszane systemy przeciwoblodzeniowe, w których część elementów konstrukcyjnych płatowca i czujników odladzana jest np. gorącym powietrzem, a część elektrycznie lub łączy się system elektryczny z pneumatycznym. Przykładowo, w samolocie Piaggio Avanti tylny płat ogrzewany jest przez system termogazowy, natomiast przedni przez system termoelektryczny. Podobnie jak w samolocie ATR 72 działa np. system przeciwoblodzeniowy płatowca samolotu śmigłowego BAe Jetstream 4100 i Saab 2000, ale w nich poprzez układ pneumatyczny odladzana jest również krawędź natarcia statecznika pionowego, natomiast wloty silników zabezpiecza system termogazowy.

Samolot M28 Bryza wyposażony jest w termogazową instalację przeciwoblodzeniową skrzydeł i termoelektryczną śmigieł, oszklenia kabiny i czujników. Z kolei w dyspozycyjnym samolocie odrzutowym Cessna Citation 550 Bravo stosowany jest pneumatyczny system odladzania krawędzi natarcia skrzydeł oraz statecznika poziomego i pionowego, termogazowy do zabezpieczenia wlotów silników, termoelektryczny do ochrony przed oblodzeniem krawędzi natarcia centroplata oraz czujników, a także cieczowy system odladzania szyb kabiny załogi.

Śmigłowce wyposaża się zwykle w termoelektryczne układy przeciwoblodzeniowe wirnika nośnego i śmigła ogonowego oraz oszklenia kabiny, a także mieszane instalacje przeciwoblodzeniowe elementów zespołu napędowego (np. termogazowo – olejowe).

Bojowe samoloty naddźwiękowe zwykle wyposażone są sygnalizatory oblodzenia oraz termogazowe systemy ogrzewania wlotów silników oraz termoelektryczne systemy przeciwoblodzeniowe odbiorników ciśnień i nadajników kątów natarcia.

Oprócz wymienionych wcześniej metod zwalczania oblodzenia w czasie lotu opracowane zostały również inne metody, które nie znalazły szerszego zastosowania, np. układy elektroimpulsowe do ochrony zarówno krawędzi natarcia, jak i większych powierzchni, mechaniczne zgarniacze przesuwające się wzdłuż krawędzi natarcia, pokrycia lakiernicze lub pasty o specjalnych właściwościach.

PODSUMOWANIE

Obecnie stosowane instalacje przeciwooblodzeniowe płatowców zazwyczaj skutecznie zabezpieczają je przed negatywnym wpływem oddziaływania śniegu, szronu, marznącej mżawki itp., jednak zdarza się, że warunki atmosferyczne wymuszają konieczność zmiany trasy lotu w celu ominięcia strefy oblodzenia lub jak najszybszego opuszczenia jej. Równie ważne jest szczegółowe sprawdzanie powierzchni statku powietrznego przed lotem w warunkach zimowych i stosowanie właściwych procedur odladzających i zabezpieczających przed oblodzeniem.

Z przedstawionego opisu wynika, że większość instalacji przeciwooblodzeniowych i odladzających statku powietrznego zasilana jest energią pobieraną od jego silników. Z punktu widzenia bezpieczeństwa latania bardzo istotna jest nie tylko znajomość przez personel latający i techniczny ograniczeń systemów przeciwooblodzeniowych oraz wpływu ich pracy na własności lotne statków powietrznych, ale także skutków włączenia instalacji przeciwooblodzeniowej na osiągi zespołu napędowego.

Dla zapewnienia właściwej mocy lub ciągu zespołu napędowego statku powietrznego w warunkach oblodzenia, zwykle nie używa się instalacji przeciwooblodzeniowych zasilanych energią odbieraną od silnika w tych fazach lotu (poza ogrzewaniem wlotów silników). Zamiast tego odladza się statki powietrzne i zabezpiecza się je przed oblodzeniem poprzez natryskiwanie na ich powierzchnie specjalnych cieczy odladzających i zapobiegających (przez określony czas) oblodzeniu.

BIBLIOGRAFIA

- [1] *Airbus Training A310 Simulator Fligh Crew Operational Manual*, Airbus, 2000
- [2] *Airbus Training A320 Simulator Fligh Crew Operational Manual*, Airbus, 2000
- [3] *Airbus Training A330 Simulator Fligh Crew Operational Manual*, Airbus, 2000
- [4] *Airbus Training A340 Simulator Fligh Crew Operational Manual*, Airbus, 2000
- [5] *Aircraft Ground Icing*, National Transportation Safety Board, Waszyngton, 2006
- [6] *ATR 72 Fligh Crew Operational Manual*, Avions de Transport Régional, 1996
- [7] *BAe Jetstream Series 4100 Manufactures Operating Manual*, Vol. 4, British Aerospace, 1996
- [8] Banel T., Rutkowski K., *Wyposażenie hydropneumatyczne samolotów i śmigłowców*, WAT, Warszawa, 1990
- [9] Chachurski R., Drozdowski Z., Jasiński J., Kowaleczko G., Kroszczyński K., Michałowski R., Panas A., Pietrek S., Sobieraj W., Wrzesień S., *Oblodzenie statków powietrznych*, Wydawnictwo Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, Warszawa, 2005
- [10] Chachurski R., *Zagrożenia oblodzeniem silników turbinowych*, Prace Instytutu Lotnictwa nr 199, Wydawnictwa Naukowe Instytutu Lotnictwa, Warszawa, 2009
- [11] Францев В.К., Шерлыгин Н.А., *Силовая установка самолетов Як-40 и М-15, Транспорт, Москва, 1981*
- [12] *Gulfstream G550 Operating Manual*, Gulfstream Aerospace Corporation, 2003
- [13] *P.180 Avanti II Pilot's Operating Handbook*, Piaggio Aero, 2006
- [14] *Saab 340 B Aircraft Operations Manual*, Saab AB, Linköping, 1991
- [15] *Saab 2000 Aircraft Operations Manual*, Saab AB, Linköping, 1994
- [16] Тенишев Р. Х. и др., *Противообледенительные системы летательных аппаратов. Основы проектирования и методы испытаний*, Машиностроение, Москва, 1967

BIRD STRIKE, CZYLI ZDERZENIE Z PTAKIEM

PAWEŁ BOGUSZEWICZ, SABINA SALA

Institut Lotnictwa

Streszczenie

W pracy przedstawiono czynniki wpływające na zjawisko zderzenia ptaka z statkiem powietrznym. Omówiono zagrożenia powodowane tym zjawiskiem, a w szczególności zassanie ciała ptaka przez silnik. Opiszano stanowisko badawcze oraz wymagania przepisów. Artykuł zawiera opis metod modelowania komputerowego tych zjawisk.

Słowa kluczowe: zderzenia ptactwa z samolotami. Strefy i skutki zderzeń, badania zderzeń, działo pneumatyczne, badania komputerowe.

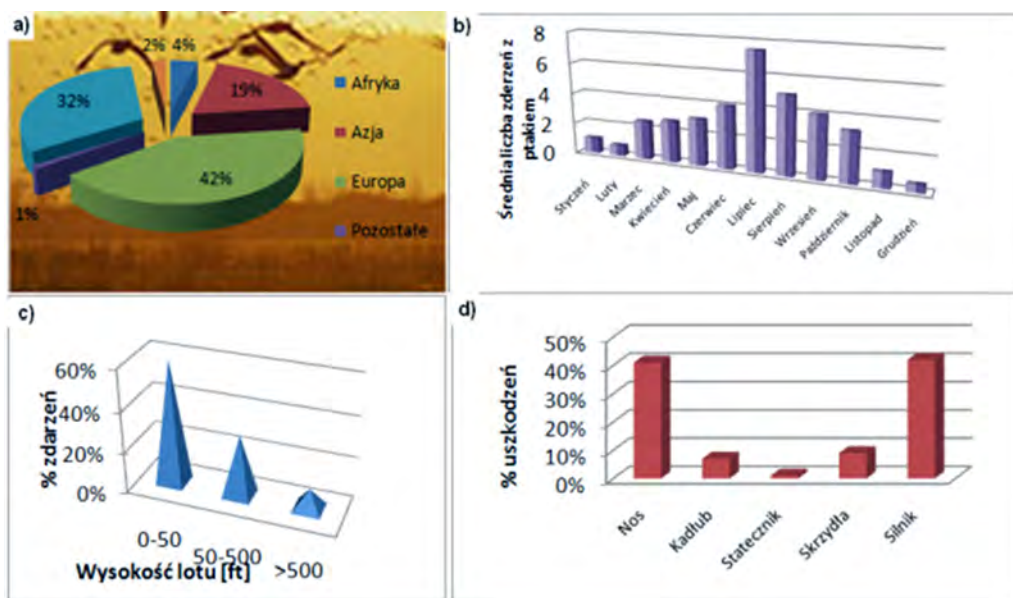
Zjawiska zderzenia ptaka ze statkiem powietrznym (SP) odnotowywane są od początku istnienia lotnictwa. Konstruktorzy jak i użytkownicy z biegiem lat i rozwojem żeglugi powietrznej zaczęli pojmować, że zderzenie z ptakiem może mieć bardzo poważne skutki, zarówno dla samego samolotu, jak i dla ludzi i zwierząt. Odnoszone są również duże straty finansowe związane z przeglądami i naprawą uszkodzonego sprzętu. W związku z narastającą liczbą tych kolizji prowadzone są różnego rodzaju badania tego jakże niebezpiecznego zjawiska. Podejmowane są one zarówno w zakresie zapobiegania temu zjawisku, a także konstruowania statków powietrznych tak, aby poniesione straty były jak najmniejsze. Każde zdarzenie, w którym uczestniczy ptak i samolot musi być zgłoszone do odpowiednich instytucji, w Polsce jest to Urząd Lotnictwa Cywilnego. ULC sporządza statystyki, na podstawie których można przewidzieć jak omawiane zjawisko zmienia się w czasie.



Według raportu FAA w latach 1990–2000 doszło aż do 33 000 zderzeń ptaka ze statkiem powietrznym. Prawdopodobieństwo zderzenia jest różne dla poszczególnych kontynentów, pory roku, wysokości oraz elementów statku powietrznego jak pokazano na (Rys. 1).

Z powyższych analiz jasno wynika, że kolizje z ptakami zależą od wielu czynników. Najwięcej incydentów z udziałem ptaków obserwuje się wiosną, pod koniec lata i na początku jesieni, ponieważ ptaki migrują na czas lęgowy szukając pożywienia w dalekie strony świata. Ze statystyk dobowych widać, że największe prawdopodobieństwo zderzenia z ptakiem występuje od świtu do zmierzchu na wysokościach do 15m (Rys. 1c) i stanowi ono około 65%, związane jest

to z aktywnością ptaków w tym okresie doby. Natomiast najczęstszymi uszkodzeniami podczas incydentów z ptakami ulegają silniki i nos samolotu, bo łącznie aż 83%.



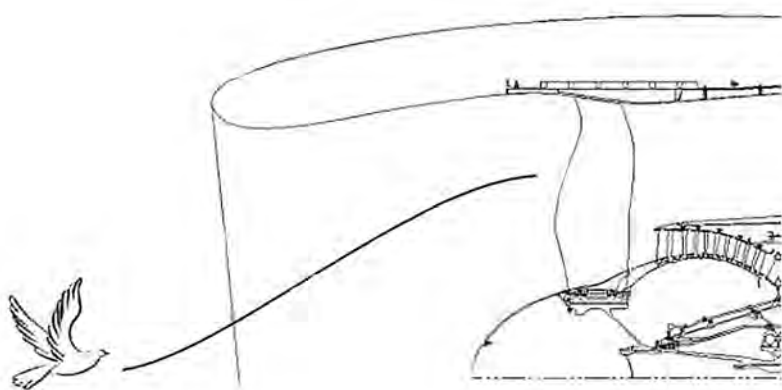
Rys. 1. Prawdopodobieństwo zderzenia ptaka z samolotem wg ICAO z lat 1980-1996 dla różnych: a) kontynentów; b) pory roku; c) wysokości; d) elementów statku powietrznego.

Nie można ignorować zjawiska zderzenia ptaka z samolotem, albowiem prawie zawsze dochodzi do dużych strat zarówno w ludziach jak i materialnych. Wszyscy producenci statków powietrznych, a zwłaszcza silników lotniczych zobowiązani są prawnie do przeprowadzenia odpowiednich testów sprawdzających wpływ zderzenia ptaków różnej wielkości z łopatkami stopni wlotowych sprężarek odrzutowych silników jednoprzepływowych oraz łopat wentylatorów silników dwuprzepływowych.

1. ZDERZENIA PTAKÓW Z SILNIKAMI TURBINOWYMI

W trakcie projektowanie obiektu latającego należy uwzględnić wszelkie niebezpieczeństwa w tym również zderzenie z ptakiem, aby zniwelować wszelkie możliwe uszkodzenia. Zderzenie ptaka ze SP może powodować uszkodzenie konstrukcji płatowca takie jak: niewielkie wgniecenia, penetracja ciała ptaka wewnątrz konstrukcji uszkadzając systemy pokładowe, a nawet przebicie szyby w kabinie pilotów. Szczególnym przypadkiem jest zassanie ptaka przez silnik turbinowy. Zderzenie ptaka z wirującymi z dużą prędkością łopatkami wentylatora lub pierwszego stopnia sprężarki może powodować poważne uszkodzenia silnika. Przepisy wymagają aby silnik mógł być bezpiecznie wyłączony po zderzeniu z ptakiem o masie większej od 3,5kg, a w przypadku zderzenia ze stadem ptaków o masie 2,5kg silnik powinien dostarczać niezbędny ciąg w czasie dotarcia SP do najbliższego lotniska zastępczego. Masa ptaków wykorzystywanych podczas testów zależy od pola powierzchni wlotu silnika. Dla dwuprzepływowych wentylatorowych silników odrzutowych (Rys. 2) szeroko stosowanych w samolotach pasażerskich i transportowych, odporność na zderzenia z ptakami związana jest głównie z wytrzymałością łopatek wentylatora. W samolotach wojskowych, których silniki są zabudowane w kadłubie, istotne

jest prawidłowe uformowanie kanału dolotowego. Ptak może wytracić znaczną część swojej energii poprzez zderzenia ze ścianami tego kanału.



Rys. 2. Widok przekroju wlotu wentylatorowego silnika odrzutowego [7]

Uszkodzenie jednej lub więcej łopatek wentylatora lub pierwszego stopnia sprężarki może powodować znaczący wzrost drgań silnika, ze względu na zmianę rozkładu sił aerodynamicznych i masowych. Łopatki pierwszych stopni sprężarki, których prędkość obwodowa na ich wierzchołkach może przekraczać 400 m/s, są projektowane nie tylko do sprężania powietrza ale również do przecinania ciała ptaka. Prędkość zderzenia po zsumowaniu prędkości we wlocie silnikowym SP i prędkości obrotowej wierzchołka łopatki może sięgać 440 m/s podczas startu i wznoszenia, gdy prędkość obrotowa silnika jest maksymalna. [7]

Wytrzymałość na zderzenia z ptakami jest tylko jednym z wielu wymagań stawianych inżynierom zajmujących się udoskonalaniem wentylatorów i sprężarek. Wspomniane zespoły silnika powinny jednocześnie być optymalizowane pod wieloma innymi względami tj.: sprawność, drgania, masa, erozja, zmęczenie, itd. Rozważmy dla przykładu zwiększenie grubości ścianki łopatki w celu poprawienia odporności na uderzenie ciała obcego. Wzrost masy łopatki powoduje konieczność zastosowania mocniejszej, czyli cięższej tarczy nośnej wirnika, co z kolei powoduje wzrost masy całego silnika. Zwiększenie masy silnika wymaga wzmocnienia konstrukcji skrzydła i podwozia. Dodatkowe obciążenie ma istotny wpływ na osiągi SP przez zwiększenie zużycia paliwa, co jest związane ze wzrostem emisji składników toksycznych w spalinach przy jednoczesnym zmniejszeniu ładunku użytecznego i zasięgu SP.

2. STANOWISKO BADAWCZE

W celu zbadania odporności konstrukcji samolotu i silnika na ewentualne zagrożenia wywołane uderzeniem ptaka, wykonywane są testy na odpowiednim stanowisku badawczym – wyposażonym w działko pneumatyczne umożliwiające strzelenie ciałem ptaka w badany element lub zespół z odpowiednią prędkością. Istotne jest aby podczas rozpędzania ciało ptaka nie przekroczyło dopuszczalnego przyspieszenia, co mogłoby spowodować destrukcję ciała ptaka przed uderzeniem w badany obiekt. Może to spowodować, że wyniki takiego testu nie będą w pełni odzwierciedlać rzeczywistego zderzenia SP z ptakiem podczas lotu. Z tego względu pneumatyczne stanowiska służące do wykonywania tego typu doświadczeń są wyposażone w długą lufę. Przyjmuje się, że przyspieszenie podczas rozpędzania nie powinno przekroczyć wartości:

$50 \cdot 9,81 \frac{m}{s^2}$ — (wielokrotności 50-ciu normalnych przyspieszeń ziemskich).

Zasada działania typowego stanowiska (Rys. 3) polega na kontrolowanym otwieraniu zaworu łączącego zbiornik ze sprężonym powietrzem z lufą. W lufie umieszcza się ciało ptaka w odpowiednim pojemniku, którego średnica zewnętrzna jest dopasowana do średnicy wewnętrznej lufy. Stopień otwarcia zaworu w początkowej fazie rozpędzania jest odpowiednio regulowany, aby nie przekroczyć dopuszczalnego przyspieszenia, a następnie stopniowo zwiększany - uwzględniając spadek ciśnienia w zbiorniku i wzrost objętości lufy za ciałem ptaka, tak aby droga rozpędzania była jak najkrótsza. Po osiągnięciu wymaganej prędkości ciało ptaka opuszcza lufę, a pojemnik w którym się znajdowało jest zatrzymywany przez odpowiedni hamulec. Pojemnik zostaje zniszczony najczęściej podczas hamowania. Stanowisko badawcze powinno umożliwiać pomiar prędkości ciała ptaka w celu potwierdzenia spełnienia wymagań stawianych przez odpowiednie przepisy. Często pomiar prędkości jest zwielokrotniony aby uniknąć wykonania kosztownej próby, podczas której nie uzyskano wiarygodnego pomiaru prędkości. Wykorzystanie profesjonalnej szybkiej kamery lub kilku kamer, umożliwia oszacowanie prędkości ciała ptaka oraz zarejestrowanie procesów zachodzących podczas zderzenia.



Rys. 3. Działo pneumatyczne [8]

Przed próbą należy zdefiniować następujące warunki:

- Masę, ilość oraz gatunek ptaków,
- Minimalną prędkość ptaka, zazwyczaj jest ona przyjmowana jako równa przelotowej prędkości samolotu, lub ustaloną w przepisach (bliską prędkości przepływu powietrza w kanale przepływowym przed wlotem do silnika)
- Maksymalne przyspieszenie ptaka w czasie rozpędzania

Parametry rejestrowane:

- Prędkość ptaka,
- Masę ptaka,
- Miejsce wlotu ptaka,
- Ślady po uderzeniu,
- Film szybka kamerą.

Próby wykonywane na działającym silniku powinny odbywać się podczas pracy silnika w warunkach startowych. Ciało ptaka powinno być wstrzeliwane przez „Płatowcowy kanał wlotowy”. [6]

3. WYMAGANIA PRZEPISÓW FAR 33.76

Przepisy FAR 33.76 dotyczące „próby ptaka”, mają na celu wykazanie, że konstrukcja silnika jest odporna na zderzenia z ptakami, które są ściśle określone poniżej.

Wszystkie próby należy przeprowadzać w warunkach stabilnej pracy silnika na zakresie jego 100% mocy (ciągu silnika odrzutowego). Pole powierzchni wlotowej silnika definiuje masę i liczbę ptaków „wstrzeliwanych” do działającego silnika.

Wykonywane są trzy typy testów.

3.1. Pojedynczy duży ptak

Test jest przeprowadzany przy użyciu jednego ptaka dobranej zgodnie z Tabelą 1.

Tabela 1. Dobieranie masy ptaka w próbie „Pojedynczy duży ptak”

Powierzchnia wlotowa silnika A [m ²]	Masa ptaka [kg]
1,35 > A	1,85
1,35 ≤ A < 3,90	2,75
3,90 ≤ A	3,65

Strzał jest wykonywany w najbardziej krytyczne miejsce pierwszego stopnia sprężarki lub wentylatora, wyznaczone zgodnie z procedurami.

Prędkość strzału jest równa prędkości przelotowej SP nie mniejszej niż 100m/s. Nie dopuszcza się przesunięcia dźwigni mocy silnika w ciągu 15 sekund po uderzeniu. Dla testów wykonywanych dużym ptakiem całkowita utrata mocy lub ciągu po zderzeniu jest akceptowalna.

3.2. Stado małych i średnich ptaków

Test jest przeprowadzany w taki sposób, aby symulować zderzenie ze stadem ptaków, gdzie ilość i masa ptaków jest dobierana według Tabeli 2.

Tabela 2. Dobieranie masy ptaka w próbie „Stado małych i średnich ptaków”

Powierzchnia wlotowa silnika A [m ²]	Liczba ptaków	Masa ptaka [kg]
0,05 > A	0	-
0,05 ≤ A < 0,10	1	0,35
0,10 ≤ A < 0,20	1	0,45
0,20 ≤ A < 0,40	2	0,45
0,40 ≤ A < 0,60	2	0,70
0,60 ≤ A < 1,00	3	0,70
1,00 ≤ A < 1,35	4	0,70
1,35 ≤ A < 1,70	1	1,15
	3	0,70
1,70 ≤ A < 2,10	1	1,15
	4	0,70
2,10 ≤ A < 2,50	1	1,15
	5	0,70
2,50 ≤ A < 3,90	1	1,15
	6	0,70
3,90 ≤ A < 4,50	3	1,15
4,50 > A	4	1,15

W wyniku wykonania testu nie może nastąpić:

- Strata powyżej 25% mocy,
- Wyłączenie silnika w trakcie badania,
- Niedopuszczalne pogorszenie innych istotnych parametrów pracy silnika.

Po wykonaniu strzału silnik powinien pracować zgodnie z poniższym harmonogramem badań (nie dotyczy wiroplątów)

- 2 min. bez poruszania dźwigni mocy silnika,
- 3 min. - 75% mocy,
- 6 min. - 60% mocy,
- 6 min. - 40% mocy,
- 1 min. - w trybie lądowania,
- 2 min. - 75% mocy,
- stabilizacja pracy w trybie lądowania, a następnie wyłączenie silnika,

Dla wiroplątów harmonogram pracy po wykonaniu strzału jest następujący:

- 3 min. - 75% mocy,
- 90 sek. w trybie autorotacji,
- 30 sek. 75% mocy,
- stabilizacja pracy w trybie lądowania, a następnie wyłączenie silnika,

3.3. Stado dużych ptaków

Test jest przeprowadzany w taki sposób aby symulować zderzenie ze stadem ptaków, gdzie ilość i masa ptaków jest dobierana wg. Tabeli 3.

Tabela 3 Dobieranie masy ptaka w próbie „Stado dużych ptaków”

Powierzchnia wlotowa silnika A [m ²]	Liczba ptaków	Masa ptaka [kg]
2,50 > A	0	-
2,50 ≤ A < 3,50	1	1,85
3,50 ≤ A < 3,90	1	2,10
3,90 < A	1	2,50

Prędkość uderzenia 100 m/s

Praca silnika podczas próby powinna odpowiadać 90% mocy.

W wyniku wykonania testu nie może nastąpić:

- Strata powyżej 50% ciągu lub mocy w trakcie badania,
- Wyłączenie się silnika w trakcie badania,
- Niedopuszczalne pogorszenie innych istotnych parametrów pracy silnika.

Po wykonaniu strzału silnik powinien pracować zgodnie z poniższym harmonogramem badań:

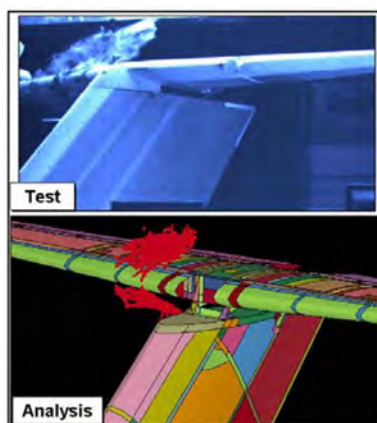
- 1 min. - bez poruszania dźwigni mocy silnika,
- 13 min. - nie mniej niż 50% ciągu lub mocy,
- 2 min. - pomiędzy 30% a 35% ciągu lub mocy,
- 1 min. - pomiędzy 5% a 10% ciągu lub mocy,
- 1 min. - na biegu jałowym i wyłączenie silnika.

4. MODELOWANIE KOMPUTEROWE „PRÓBY PTAKA”

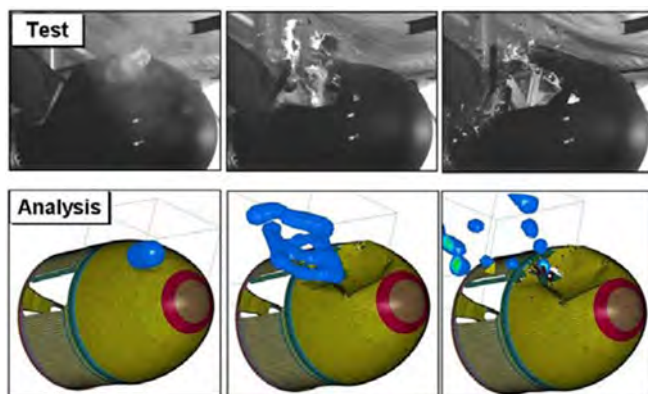
Stworzenie komputerowego modelu zderzenia SP z ptakiem jest zadaniem bardzo skomplikowanym, zawierającym wiele utrudnień numerycznych. Do głównych problemów przy tworzeniu tego typu modelu zaliczyć się:

- Określenie charakterystyki materiału ciała ptaka,
- Numeryczną niestabilność spowodowaną wysokim stopniem deformacji i rozpadem ciała ptaka w trakcie uderzenia,
- uwzględnienie nieliniowej dynamiki zarówno materiału jak i geometrii uderzonej części.[1]

Prowadzane obecnie analizy i symulacje numeryczne opisywanego zjawiska dają zbliżone wyniki do tych uzyskanych z prób rzeczywistych. Liczne publikacje prezentują modele obliczeniowe zderzenia ciała ptaka zarówno z powierzchniami płatowca, jak również zassanie ptaków do silników turbinowych. Modelowanie testów umożliwia wykrycie i poprawienie na stosunkowo wczesnym etapie projektowania niedoskonałości konstrukcji. Tego typu działania prowadzą do oszczędności środków finansowych i czasu w przypadku zdiagnozowania wspomnianych niedoskonałości na etapie badań. Na kolejnych rysunkach przedstawiono skutki rzeczywistych uszkodzeń konstrukcji oraz osiągnięte z obliczeń numerycznych.



Rys. 4. Porównanie wyników analizy numerycznej i testu rzeczywistego zderzenia ptaka ze statecznikiem poziomym pionowzlotu BA 609 [1]



Rys. 5. Porównanie wyników analizy numerycznej i testu rzeczywistego zderzenia ptaka z osłoną piasty wirnika pionowzlotu BA 609 [1]

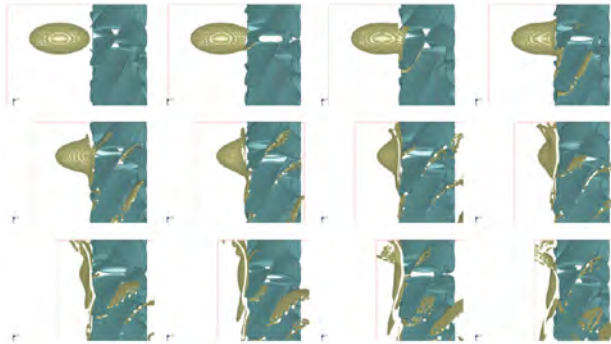
Istnieje pięć metod modelowania ciała ptaka podczas wykonywania tego typu analiz:

FE model jest szeroko stosowany, znany od ponad 20 lat, zapewniający dokładne wyniki do chwili, kiedy ptak został poddany ogromnym deformacjom. Zaletą tej metody jest krótki czas wykonania obliczeń oraz stosunkowo niskie wymagania sprzętowe. Niemniej jednak ten model nie jest dostatecznie ścisły do analizowania zderzeń, podczas których nastąpi znaczna deformacja modelu ptaka, ponieważ często uniemożliwia uzyskania poprawnego zakończenia symulacji.

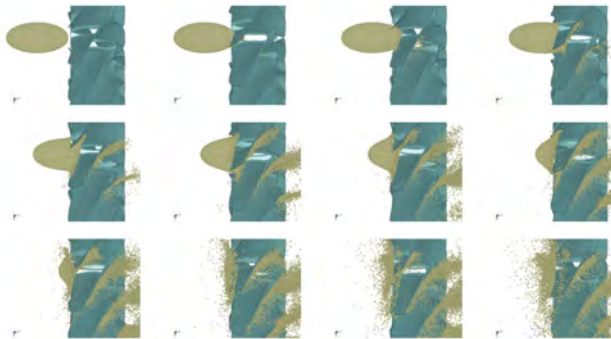
Eulerian i Arbitrary Lagrangian Eulerian (ALE) model ten w porównaniu z FE pozwala na osiągnięcie poprawnego końca symulacji, lecz nadmierne rozciągnięcie siatki wywołuje wątpliwości co do prawidłowości tego rozwiązania (Rys. 6 i Rys. 8). Do wad tego modelu są zaliczane: brak ostrych granic, dyfuzja, wysokie wymagania sprzętu obliczeniowego.

Nodal Masses model (NM) inaczej zwany Discrete Element Method (DEM). Model zbudowany jest z węzłów, którym jest przypisana masa. Wyniki zastosowania tego modelu są bardzo zbliżone do danych uzyskanych w rzeczywistych testach. Główną wadą tego modelu jest brak wewnętrznej interakcji między węzłami masowymi siatki, co powoduje brak mechanizmów rozpraszania powodujących z kolei nierealistyczne zachowanie ciała ptaka podczas symulacji.

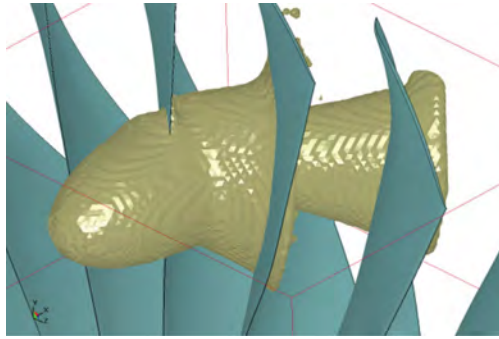
Smoothed Particle Hydrodynamics (SPH) jest to metoda oparta o w/w kod FE, stosowana głównie do analizowania problemów charakteryzujących się dużymi deformacjami. Metoda SPH jest odporna na problem zniekształcenia siatki (Rys. 7). Wyniki uzyskiwane metodą SPH, podobnie jak metodą NM, są zbliżone do wyników rzeczywistych. Metodą SPH jest uzyskiwane „rozsądne” zachowanie ciała ptaka podczas symulacji oraz porównywalne z zachowaniami nagramy szybką kamerą podczas rzeczywistych testów.



Rys. 6. Interakcja łopatek wentylatora z ciałem ptaka modelowanym techniką ALE[5]

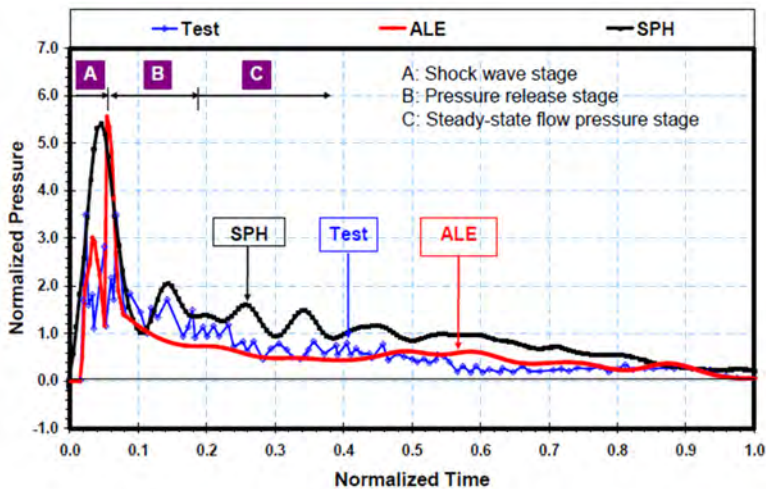


Rys. 7. Interakcja łopatek wentylatora z ciałem ptaka modelowanym techniką SPH[5]



Rys. 8. Interakcja łopatek wentylatora z ciałem ptaka modelowanym techniką ALE [5]

Podsumowując, modele SPH i ALE (Rys. 9) zostały uznane za wiarygodne i umożliwiające wykonanie dokładnych analiz dynamiki zderzeń, a więc mogą być stosowane jako część metodologii projektowania zespołów odpornych na zderzenia z ptactwem.[4]



Rys. 9. Porównanie przebiegów ciśnień uzyskanych przy komputerowym modelowaniu zderzenia z ptakiem (wykorzystując techniki ALE i SPH) z wynikami uzyskanymi podczas rzeczywistego testu, gdzie: ALE- Arbitrary Lagrangian-Eulerian; SPH- Smooth Particle Hydrodynamics)[1]

5. PRZECIWDZIAŁANIE

Zwalczanie ptaków z przestrzeni powietrznej i okolic lotniska wydaje się być „szyfową pracą”, albowiem żadne obecnie stosowane metody nie są w stanie ich całkowicie wyeliminować. W walce z ptakami stosuje się najczęściej naturalne sposoby. Zalicza się do nich:

- Odtwarzanie dźwięków odstraszących (Krzyki ptaków drapieżnych)
- Tresowane psy i specjalnie szkolone ptaki
- Zmiana ekologii lotnisk np.: odwadnianie terenu, ścinanie traw

Do zniechęcenia ptaków wykorzystuje się również osiągnięcia techniki, tzn.: odstraszenie akustyczne, odstraszenie wizualne, chemiczne – odstraszące i porażające. Do odstraszenia akustycznego mogą być stosowane armatki gazowe, jednak mają one niewielki zasięg. Natomiast

urządzenia pirotechniczne należą do tego samego sposobu płoszenia ptaków znajdujących się nad lotniskiem. Odstraszanie wizualne polega na rozstawieniu na terenie portu różnego rodzaju strachów, chorągiewek i taśm oraz świateł. Zwalczanie ptaków środkami chemicznymi typu porażającego powodujące śmierć ptaków. Zalicza się do nich: środki silnie trujące, środki utrudniające krzepnięcie krwi oraz środki duszące.

Aby zwiększyć skuteczność omówionych metod należy je stosować naprzemiennie z różnym nasileniem i krótkotrwale, ponieważ ptaki przyzwyczajają się i przestają się bać, co w rezultacie oznacza ich powrót w okolice lotniska.

Innymi działaniem, które powinno być podejmowane na lotniskach, jest odpowiedzialne szkolenie personelu jak efektywnie działać w obliczu zagrożenia. Powinno się im uświadamiać jak niebezpiecznym dla SP zjawiskiem jest zderzenie z ptakiem. Aby dodatkowo zmniejszyć ryzyko zderzenia statku powietrznego z ciałem obcym należy odpowiednio planować (ich częstotliwość, pory doby... itp.) i wykonywać loty.

PODSUMOWANIE

Z punktu widzenia ekologii najważniejsze są zwierzęta i ich naturalne środowisko, jednak gdy w grę wchodzi ludzkie życie stają one na drugim miejscu. Zderzenie ogromnej maszyny z ptakiem może wydawać się błahostką, jednak rzeczywistość udowadnia, że jest to bardzo niebezpieczne. Jeżeli nawet dojdzie do na pozór niegroźnej kolizji z ptakiem, stan techniczny samolotu musi zbadać technik specjalista.

Opisane metody zwalczania ptaków nie są w stu procentach skuteczne, jednak pomagają zmniejszyć liczbę kolizji. Dlatego władze lotnisk i organizacje międzynarodowe prześcigają się w pomysłach jak skutecznie obniżyć ilość incydentów z ptakami. Poza wszelkiego rodzaju odstraszaniem i zniechęcaniem ptaków trzeba odpowiednio szkolić pilotów i personel naziemny, aby potrafili szybko i skutecznie reagować na zagrożenie. Duże nadzieje pokłada się w konstruktorach statków powietrznych, którzy przy wykorzystaniu obecnej wiedzy i możliwościach obliczeniowych będą tak projektować elementy samolotów aby miały jak największą odporność na tego typu incydenty.

Instytut Lotnictwa dysponuje odpowiednim stanowiskiem i specjalistami o niezbędnej wiedzy praktycznej i teoretycznej do prowadzenia badań zgodnie z obowiązującymi przepisami. Obecnie przeprowadzane są próby zderzenia przedniej szyby lokomotywy z tzw. ciałem obcym, zgodnie z wymaganiami obowiązującymi w kolejnictwie.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Szczeciński S. (pod red.) "Lotnicze zespoły napędowe" rozdział 3: Wloty, Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa, 2009.
- [2] Balicki W., Orkisz M. „Turbinowe silniki lotnicze w ujęciu problemowym” rozdział: Wybrane zagadnienia dotyczące prób turbinowych silników lotniczych w hamowniach stacjonarnych, Lublin, 2000.
- [3] Cheng-Ho Tho, Smith M. R. "Accurate bird strike simulation methodology for BA609 Tiltrotor", Bell Helicopter Textron Inc., Fort Worth, Texas
- [4] Anghileri M. "Birdstrike: approaches to the analysis of impacts with penetration" Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale, Politecnico di Milano, Italy
- [5] Alexander A. Ryabov, "Fan Blade Bird Strike Analysis Using Lagrangian, SPH and ALE Approaches" 6th European LS-DYNA Users' Conference
- [6] Ptaszyński M. "Założenia próby ptaka" Instytut Lotnictwa, Warszawa 1983

-
- [7] Demers C. G. „Large Air Transport Jet Engine Design Considerations for Large and for Flocking Bird Encounters” Bird Strike North America Conference, 2009
 - [8] Guida M. „Study, Design and Testing of Structural Configurations for the Bird-Strike Compliance of Aeronautical Components” University of Naples, 2008

ANALIZA PORÓWNAWCZA BEZWŁADNOŚCIOWYCH ODPYLACZY DO FILTRACJI POWIETRZA WLOTOWEGO SILNIKÓW SPALINOWYCH

TADEUSZ DZIUBAK

Wojskowa Akademia Techniczna

Streszczenie

Przeprowadzono analizę konstrukcji odpylaczy bezwładnościowych stosowanych do filtracji wstępnej powietrza wlotowego silników pojazdów mechanicznych. Wykonano analizę porównawczą właściwości filtracyjnych odpylaczy bezwładnościowych punktu widzenia możliwości ich wykorzystania w lotniczych silnikach tłokowych i turbinowych. Przedstawiono wyniki badań charakterystyk skuteczności odpylania i oporu przepływu odpylaczy dla różnych wartości parametrów geometrycznych i przepływowych.

Słowa kluczowe: silniki spalinowe, filtracja powietrza, odpylacze bezwładnościowe, skuteczność odpylania, opór przepływu odpylacza

WSTĘP

Silniki samochodów ciężarowych, pojazdów specjalnych w tym wojskowych (czołgi, transportery) eksploatowanych w warunkach dużego (powyżej 1 g/m^3) stężenia zapylenia powietrza, wyposaża się najczęściej w systemy filtracji realizujące dwustopniową filtrację powietrza wlotowego. Pierwszym stopniem oczyszczania powietrza jest najczęściej odpylacz multicyklonowy lub monocyklon, a drugim złoże filtracyjne w postaci przegrody porowatej z papieru filtracyjnego lub nieregularnego złoża siatkowego. Multicyklony filtru powietrza pojazdów mechanicznych zbudowane są najczęściej z cyklonów zwrotnych z wlotem stycznym (czołgi T-72 i PT-91, bojowy wóz piechoty BWP-1) lub z wlotem osiowym (samochód ciężarowo-terenowy STAR 266, kombajn Bizon). W multicyklonach filtrów powietrza pojazdów zagranicznych (na przykład: czołgi Leopard 2 i Abrams, samochody ciężarowe Scania i Volvo) znalazły zastosowanie głównie cyklony przelotowe z wlotem osiowym.

Od redaktora wydania:

Stężenia zapylenia powietrza w otoczeniu przemieszczających się kolumn ciężkich pojazdów po suchych polnych drogach lub bezdrożach są porównywalne z otoczeniem startujących lub lądujących na „przygodnych” lądowiskach śmigłowców bojowych, sanitarnych lub ratowniczych. Stąd potrzeba zainteresowania i przybliżenia problematyki odpylania powietrza wlotowego do turbinowych silników śmigłowcowych, ale i tłokowych silników samolotów dyspozycyjnych, sportowych..., a także moto- i paralotni, użytkownikom tych statków powietrznych.

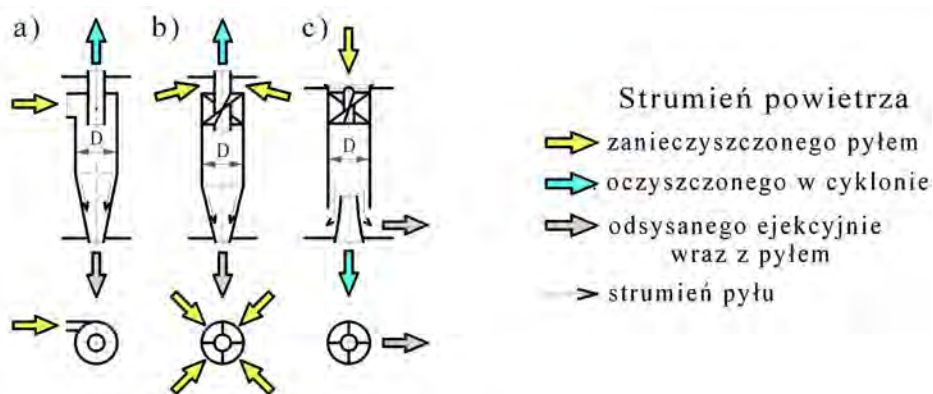
Odpylacze multicyklonowe stosowane są do odpylania powietrza wlotowego silników spalinyowych (szczególnie te zbudowane z cyklonów zwrotnych z wlotem stycznym) cechują się jednak dużymi oporami przepływu, co nie jest bez wpływu na spadek mocy silnika. Dlatego od lat prowadzone są prace mające na celu zastąpienie multicyklonów innymi odpylacza mi bezwładnościowymi [2, 3, 8]. Z dostępnych danych literaturowych wynika, że do filtracji wstępnej powietrza zasysanego przez silniki można także zastosować:

- bezwładnościowy odpylacz promieniowy,
- bezwładnościowy odpylacz osiowy z bocznym doprowadzeniem powietrza.

Odpylacze bezwładnościowe do filtracji wstępnej powietrza wlotowego silnika samochodu ciężarowego był przedmiotem prac badawczo – konstrukcyjnych prowadzonych w Instytucie Pojazdów Mechanicznych i Transportu WAT [3, 8].

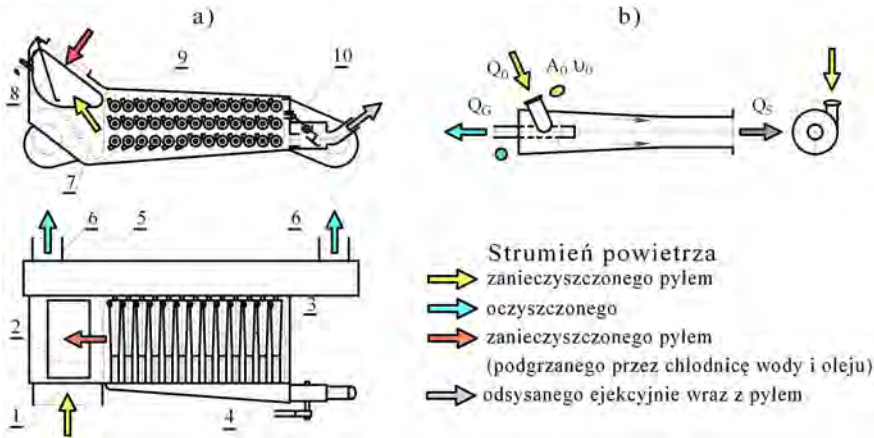
1. ODPYLACZ MULTICYKLONOWY

Multicyklon jest zespołem kilku lub kilkudziesięciu, a nawet kilkuset cyklonów ($D < 40$ mm), nazywanych też minicyklonami (w odróżnieniu od cyklonów stosowanych w przemyśle, których średnice zwierają się w zakresie $D = 250 \div 3000$ mm) rozmieszczonych obok siebie (połączenie równoległe) lub jeden za drugim (połączenie szeregowe) [4, 6, 12, 14]. Łączenie cyklonów w multicyklon może być wykonane z cyklonów zwrotnych z wlotem stycznym i osiowym jak i cyklonów przelotowych (rys. 1).



Rys. 1. Rodzaje cyklonów: a) zwrotny z wlotem stycznym, b) zwrotny z wlotem osiowym, c) przelotowy

Zasada odpylania powietrza w cyklonie polega na wprowadzeniu w ruch wirowy ziaren pyłu wraz ze strumieniem powietrza, w wyniku czego ziarna pod wpływem siły bezwładności (zachowując swój ruch zbliżony do prostoliniowego, przy czym ich gęstość jest blisko 2500 razy większa od gęstości powietrza) zostają odrzucane na ścianki, po których przemieszczają się do szczelnie zamocowanego zbiornika zanieczyszczeń. Strumień aerozolu można wprowadzić w ruch obrotowy wskutek stycznego doprowadzenia go do części cylindrycznej (rys. 1a) lub wskutek przepływu przez nieruchomy zawirowywacz (rys. 1 b, c), którego łopatki mają zarys linii śrubowej. Schemat funkcjonalny jednostopniowego multicyklonu silnika UTD-20 BWP-1, który zbudowany jest z cyklonów zwrotnych z wlotem stycznym rozmieszczonych poziomo w trzech rzędach pokazano na rys. 2 [6].



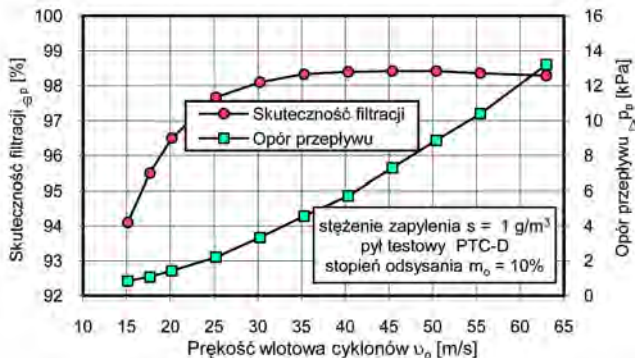
Rys. 2. Schemat funkcjonalny; a) filtru powietrza silnika UTD-20 BWP-1, b) cyklonu:

- 1 – króciec wlotowy powietrza do filtru, 2 – otwór wlotu ciepłego powietrza, 3 – cyklon, 4 – osadnik pyłu, 5 – kolektor zbiorczy powietrza z wylotowego, 6 – króćce wylotowe powietrza oczyszczonego, 7 – kratka filtracyjna, 8 – przysłona wlotu ciepłego powietrza, 9 – multicyklon, 10 – urządzenie odcinające osadnik pyłu od ejectiona

Oczyszczone w cyklonach powietrze wypływa cylindrycznymi rurkami do zbiorczej przestrzeni czystego powietrza 5, a następnie przez kolektory dolotowe jest odsysane przez silnik. Odseparowany w każdym z cyklonów pył, gromadzony we wspólnym dla kilkudziesięciu cyklonów osadniku, skąd jest usuwany ejectionnie w sposób ciągły za pomocą strumienia odsysania Q_S . Miarą intensywności odsysania pyłu z osadnika odpylacza bezwładnościowego (multicyklonu, cyklonu) jest stopień odsysania m_0 definiowany zwykle jako iloraz wielkości strumienia Q_S w układzie odsysania i wielkości strumienia wlotowego z odpylacza Q_G - wlotowego do silnika [3, 6, 9, 11]:

$$m_0 = \frac{Q_S}{Q_G} \cdot 100\%$$

Z badań autora wynika, że wraz ze wzrostem prędkości przepływu strumienia powietrza Q_G przepływającego przez multicyklon (prędkości przepływu reprezentowanej przez prędkość v_0 w króćcu wlotowym cyklonu), następuje wzrost skuteczności odpylania powietrza φ_p oraz jednoczesny wzrost oporów przepływu Δp_p (rys. 3).



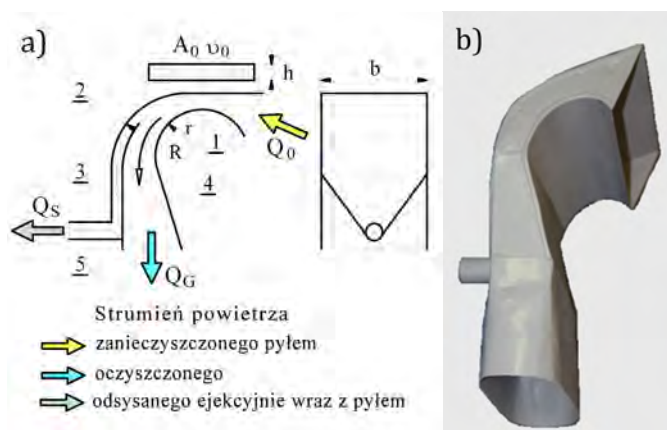
Rys. 3. Charakterystyki skuteczności odpylania ($\varphi_p = f(v_0)$) oraz oporów przepływu ($\Delta p_p = f(v_0)$) filtru powietrza wlotowego silnika pojazdu BWP-1

Taki przebieg skuteczności odpylania powietrza w filtrze silnika UTD-20 (znaczny początkowy wzrost skuteczności odpylania φ_p , a następnie jej stabilizacja) jest zgodny jest z informacjami literaturowymi podawanymi dla odpylaczy bezwładnościowych. Opór przepływu Δp_p filtru powietrza wzrasta parabolicznie i przy $v_0 = 63 \text{ m/s}$ ($Q_G = 0,43 \text{ kg/s}$), co odpowiada pracy silnika przy mocy maksymalnej, osiąga wartość $\Delta p_p = 13,2 \text{ kPa}$, która jest 3-4 krotnie większa od wartości oporów przepływu jakimi charakteryzują się odpylacze multicyklonowe spotykane w dwustopniowych filtrach powietrza. Dla porównania dopuszczalny opór przepływu dwustopniowych filtrów powietrza samochodów ciężarowych i pojazdów specjalnych wynikający z warunku 3% spadku mocy silnika nie przekracza wartości $\Delta p_{fdop} = 5 \div 7 \text{ kPa}$.

2. ODPYLACZ PROMIENIOWY

W odpylaczu promieniowym przedstawionym na rys. 4 wykorzystuje się siły bezwładności działające na ziarna pyłu znajdujące się w strumieniu powietrza przepływającego przez krzywoliniowy kanał o przekroju prostokątnym. Siły te powodują koncentrację ziaren w strefie ściany o większym promieniu R . Umieszczenie w określonym miejscu kanału separatora 2 umożliwia podział strumienia na główny Q_G , w którym stężenie pyłu ulega wyraźnemu zmniejszeniu i strumień odsysany Q_S , o zdecydowanie większym stężeniu pyłu.

Strumień Q_G może być kierowany (w wariantach samochodowych) na drugi stopień filtracji (filtr przegrodowy), a następnie do cylindrów silnika. Zaś strumień zaś Q_S odprowadzany jest do otoczenia za pomocą urządzenia odsysającego. Podstawowe parametry geometryczne kanału odpylacza to jego wysokość h w najmniejszym przekroju A_0 , promienie R i r , a także szerokość kanału b (rys. 4). Doświadczenia wykazały, że odpylacz powinien mieć część wlotową 1 ukształtowaną w postaci konfuzora, której zadaniem jest minimalizowanie oporów aerodynamicznych.

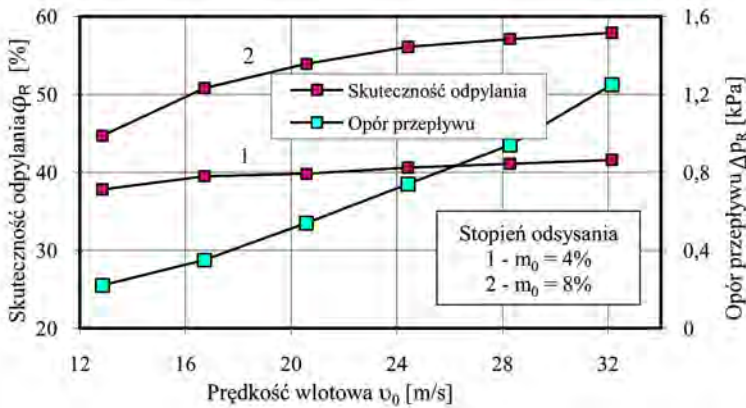


Rys. 4. Odpylacz promieniowy: a) schemat funkcjonalny, b) widok ogólny:

- 1 - wlot powietrza zanieczyszczonego, 2 - separator, 3 - kanał odsysania, 4 - kanał główny, 5 - rurka odsysająca, h - wysokość kanału odpylacza, b - szerokość kanału odpylacza

Kompleksowe badania odpylacza promieniowego, przeprowadzone przy bezpośrednim współudziale autora, wykazały, że jego skuteczność zależy od wartości prędkości przepływu (strumienia powietrza Q_G) oraz w dużym stopniu od intensywności odsysania zanieczyszczeń z komory separacyjnej (rys. 5). Wzrost stopnia odsysania z 4% do 8% powoduje przyrost skuteczności odpylacza promieniowego o blisko 15%. Wraz ze wzrostem prędkości v_0 przepływu powietrza przez odpylacz w jego najmniejszym przekroju A_0 , opór przepływu odpylacza zwięk-

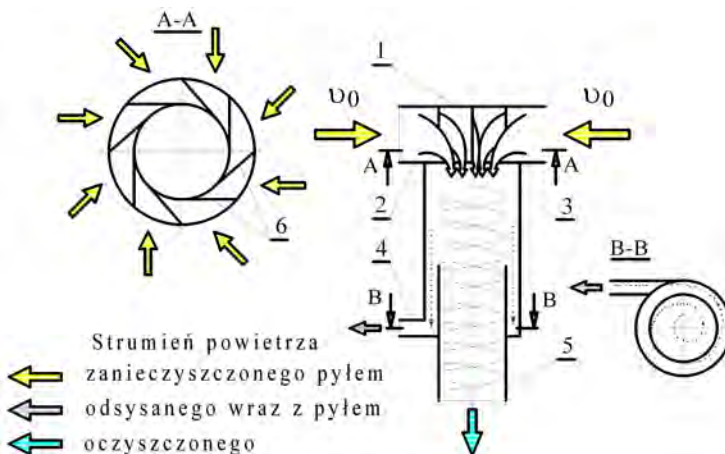
sza się parabolicznie i dla $v_0 = 32$ m/s ($Q_G = 0,22$ kg/s), co odpowiada pracy silnika przy mocy maksymalnej, przyjmuje wartość 1,25 kPa.



Rys. 5. Charakterystyki skuteczności odpylania ($\phi_R = f(v_0)$) i oporu przepływu ($\Delta p_R = f(v_0)$) promieniowego odpylacza bezwładnościowego dla różnych stopni efektywności odsysania m_0 [8]

3. BEZWŁADNOŚCIOWY ODPYLACZ OSIOWY Z BOCZNYM WŁOTEM

Konstrukcja odpylacza bezwładnościowego osiowego z bocznym wlotem jest dość prosta, co stanowi znaczną jego zaletę. Wlot powietrza do odpylacza następuje prostokątnymi oknami utworzonymi przez kołowe tarcze i skośne łopatki zawirowywacza, które w naszych badaniach zostały równomiernie rozmieszczone co 45° (rys. 6). Nadają one strumieniowi zanieczyszczonego powietrza ruch wirowy, w wyniku czego ziarna pyłu pod wpływem siły bezwładności zostają odrzucone na ścianę wewnętrzną cylindrycznego kadłuba, gdzie wytracają prędkość i gromadzą się na dnie komory separacyjnej, skąd odprowadzane są na zewnątrz odpylacza króćcem odsysania dołączonym stycznie do cylindrycznego kadłuba. Strumień oczyszczonego powietrza porusza się nadal ruchem śrubowym, a następnie przewodem wylotowym opuszcza odpylacz.

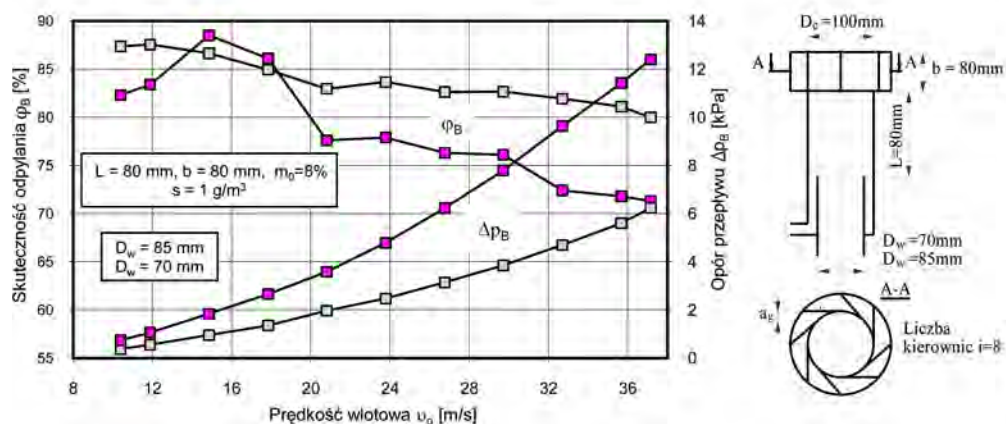


Rys. 6. Schemat funkcjonalny odpylacza bezwładnościowego z wlotem osiowym:

1 - kołowa tarcza zewnętrzna, 2 - kołowa tarcza wewnętrzna, 3 - kadłub cylindryczny, 4 - króćciec odsysania, 5 - przewód wylotowy, 6 - łopatki zawirowywacza

Z badań autora wynika, że w prawidłowo działającym odpylaczu bezwładnościowym zwiększenie prędkości przepływu powoduje intensywny wzrost skuteczności odpylania tylko do pewnej granicy (rys. 7). Dalszy wzrost prędkości przepływu nie powoduje już istotnego wzrostu skuteczności, a czasami nawet jej spadek. Przyczyną tego zjawiska może być duża prędkość, z jaką uderzają ziarna pyłu o ścianę wewnętrzną cylindrycznego przewodu wylotowego, w wyniku czego ziarna pyłu ulegają odbiciu i są porywane przez strumień wylotowy powietrza. Przedstawione na rysunku wyniki badań skuteczności odpylania są więc charakterystyczne dla tej fazy pracy odpylacza. Wynika z tego, że prędkości przepływu przyjmują zbyt duże wartości.

Drugi wariant odpylacza różniący się od pierwszego mniejszą średnicą przewodu wylotowego, a więc większą przestrzenią komory separacyjnej, charakteryzuje się wzrostem skuteczności filtracji w zakresie małych prędkości przepływu i dla $v_0 = 14,8$ m/s osiąga maksymalną wartość $\varphi_{Bmax} = 88,5$ %, a następnie nieznacznie lecz systematycznie maleje wraz ze wzrostem prędkości przepływu. Dla $v_0 = 37$ m/s ($QG = 0,43$ kg/s) skuteczność osiąga wartość $\varphi_B = 71,3$ %.



Rys. 7. Charakterystyki skuteczności odpylania $\varphi_B = f(v_0)$ i oporów przepływu $\Delta p_B = f(v_0)$ odpylacza bezwładnościowego osiowego z wlotem bocznym powietrza dla ustalonych parametrów $L = 80$ mm, $b = 80$ mm oraz różnych średnic przewodu wylotowego D_w

Ocenę jakości procesu odpylania powietrza w odpylaczach scharakteryzowano współczynnikiem jakości filtracji E_f zdefiniowanym zależnością [9]:

$$E_f = \frac{-\ln(1-\varphi)}{\Delta p} \cdot 100\%$$

gdzie:

φ , Δp , - skuteczność i opór przepływu odpylacza bezwładnościowego dla nominalnego strumienia powietrza.

Powyższa zależność pozwala na porównywanie efektywności odpylania powietrza w odpylaczach. Im większa wartość współczynnika jakości, tym korzystniejszą relacją między skutecznością a oporami przepływu danego odpylacza (rys. 8).

Odpylacz multicyklonowy BWP-1 charakteryzuje współczynnik o wartości $E_{fp} = 30,8$ %, a więc znacznie mniejszy niż dla pozostałych odpylaczy bezwładnościowych.

Współczynnik jakości nie uwzględnia jednak ważnego parametru pracy odpylacza jakim jest rozmiar odseparowanych ziaren pyłu, która w odpylaczach bezwładnościowych zależy od intensywności zawirowania strumienia powietrza.

Od filtrów powietrza wlotowego silników spalinowych pojazdów mechanicznych wymaga się odseparowania ziaren pyłu większych od $2 \div 5 \mu\text{m}$. W pojazdach taką dokładność zapewniają papierowe przegrody filtracyjne, które są drugimi stopniami filtracji.



Rys. 8. Skuteczność odpylania i opory przepływu analizowanych odpylaczy bezwładnościowych

PODSUMOWANIE

Z rozważanych tu trzech typów odpylaczy bezwładnościowych największą skuteczność odpylania $\varphi_f = 98,4\%$, ale jednocześnie największy opór przepływu $\Delta p_{pf} = 13,2$ kPa osiąga multicyklon BWP-1. Odpylacz promieniowy charakteryzuje się stosunkowo małą skutecznością odpylania $\varphi_R = 57,9\%$, ale przy oporach przepływu zaledwie $\Delta p_{pR} = 1,25$ kPa, natomiast skuteczność odpylacza osiowego z bocznym wlotem powietrza, w zależności od średnicy przewodu wylotowego osiąga znaczne skuteczności - w granicach $\varphi_B = 70,80\%$, przy oporach przepływu dochodzących do $\Delta p_{pB} = 6$ kPa. Widać współzależność między skutecznością, a oporami przepływu odpylaczy bezwładnościowych. Im większa skuteczność, tym wyższe opory przepływu.

Dużą zaletą odpylaczy: promieniowego i bezwładnościowego z bocznym wlotem jest bardzo prosta budowa, niewielkie wymiary, niski koszt i łatwość „wpasowania” ich w kanał układu doprowadzającego powietrze do silnika oraz bezobsługowość. Odseparowany w odpylaczach pył usuwany jest efektywnie na zewnątrz dzięki wytworzeniu strumienia odsysania. Naturalnym rozwiązaniem konstrukcyjnym tych odpylaczy jest ich wykorzystanie jako bezpośredniego chwytu powietrza – czerpni powietrza.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Baczewski K., Hebda M.: Filtracja płynów eksploatacyjnych. MCNEMT, Radom 1991/92.
- [2] Bartkiewicz P.: Projekt i badania modeli odpylacza do silnika śmigłowego. Praca dyplomowa. WAT, Warszawa 1998.
- [3] Dzierżanowski P., Dziubak T.: Układ filtracyjny powietrza z efektywnym odsysaniem pyłu silnika samochodu ciężarowego. Materiały VI Międzynarodowego Sympozjum Instytutu Pojazdów Mechanicznych. Warszawa, Rynia 4–6 grudnia 1996.
- [4] Dzierżanowski P., Kordziński W., Otyś J., Szczeciński S., Wiatrek R.: Napędy lotnicze. Turbinowe silniki śmigłowe i śmigłowcowe. WKŁ, Warszawa 1985.

-
- [5] Dziubak T.: Analiza procesu filtracji powietrza wlotowego do silników pojazdów specjalnych. Rozprawa habilitacyjna. WAT, Warszawa 2008.
 - [6] Dziubak T.: Możliwości modyfikacji konstrukcji cyklonu zwrotnego z wlotem stycznym. Biuletyn WAT, LV, 2 (642), 2006. str. 279-301.
 - [7] Dziubak T.: Problemy filtracji powietrza zasysanego do spalinowych silników pojazdów mechanicznych. Biuletyn WAT, LV, 3 (643), 2006.
 - [8] Dziubak T., Dzierżanowski P., Stolarczyk W.: Opracowanie i wykonanie filtrów powietrza o wybranych charakterystykach dla pojazdów o różnym przeznaczeniu. Temat nr 6.4 Projektu celowego Nr 793/C.S6-9/93, WAT Warszawa 1994.
 - [9] Dziubak T.: Problemy odsysania pyłu z multicyklon filtru powietrza silnika pojazdu mechanicznego eksploatowanego w warunkach dużego zapylenia powietrza, ZEM 1(125)2001.
 - [10] George J., Forna R., Cravero T.: Air Filtration with Fine Polymeric Fibers. 16th Annual Technical Conference and Exposition 2003 Technical Sessions Papers. Reno-Nevada, June 17-20, 2003.
 - [12] Kabsch P.: Odpylanie i odpylacze t.1, WNT, Warszawa 1992.
 - [13] PN- 34040. Filtry powietrza. Wymagania i badania, PKNM, 1996.
 - [14] Szczeciński S.: Odpylanie powietrza wlotowego. Wojskowy Przegląd Techniczny, Nr 6, 1983.

METODY ZLICZANIA CYKLI PRACY LOTNICZYCH SILNIKÓW TURBINOWYCH

RYSZARD CHACHURSKI*, PAWEŁ GŁOWACKI**, STEFAN SZCZECIŃSKI**

Wojskowa Akademia Techniczna*, Instytut Lotnictwa**

Streszczenie

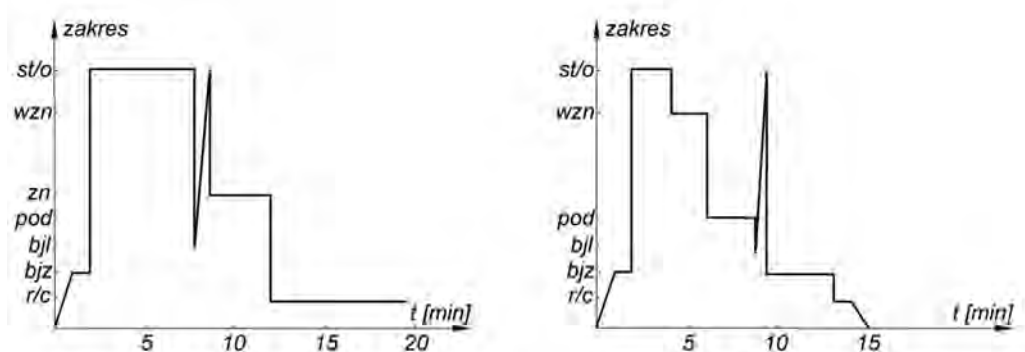
Zagadnienie zmęczenia niskocyklowego jest bardzo istotne z punktu widzenia bezpieczeństwa eksploatacji lotniczych silników turbinowych. W artykule przedstawiono sposoby wyznaczania granicznej liczby cykli stosowane w lotnictwie USA, a także metody zliczania cykli pracy silnika turbinowego w celu określenia pozostałości czasu jego bezpiecznej eksploatacji (resursu) wyrażonego w cyklach. Opisano metody wykorzystywane podczas użytkowania zarówno silników starszych typów, jak i współczesnych.

Słowa kluczowe: silnik lotniczy, silnik turbinowy, zmęczenie niskocyklowe, liczba cykli

W opracowaniu *Zmęczenie niskocyklowe konstrukcji i jego minimalizacja* opublikowanym w zeszycie nr 199/2009 Prac Instytutu Lotnictwa przedstawiono schematycznie obciążenia działające na elementy „gorącej części” lotniczych silników turbinowych w zależności od warunków i zakresów ich pracy wpływające na niskocyklowe zmęczenie konstrukcji. Podkreślono w nim, że spostrzeżenia dotyczące obciążeń o takim charakterze doprowadziły do wyrażania czasu bezpiecznej eksploatacji silników nie tylko w godzinach, ale i w cyklach. Sposoby wyznaczania liczby cykli „zużytych” przez główne moduły silników i ich najważniejsze z punktu widzenia bezpieczeństwa eksploatacji części, a także granicznie dopuszczalne wartości liczby cykli pracy wymagające wymiany modułów lub poszczególnych części narzucane są użytkownikom przez producentów silników. Są one wstępnie ustalane na podstawie badań zmęczeniowych standardowych próbek materiałów konstrukcyjnych, a następnie w wyniku badań zmęczeniowych gotowych części i prób całych silników. Niniejsze opracowanie stanowi uzupełnienie poruszonej uprzednio tematyki o stosowane w praktyce eksploatacyjnej metodyki obliczeniowe wyznaczania przebytych liczb cykli przez analizowany silnik i jego podzespoły.

SPOSOBY OKREŚLANIA GRANICZNEJ LICZBY CYKLI

W lotnictwie USA dla silników samolotów pasażerskich prowadzi się próby symulujące co najmniej 1000 typowych cykli pracy silnika podczas jego normalnej eksploatacji. Najważniejszymi elementami każdego z cykli jest praca silnika przez określony czas na zakresie startowym oraz na zakresie ciągu odwróconego, a także jego chłodzenie przed wyłączeniem (rys. 1).



Rys. 1. Przykładowe cykle pracy silników samolotów pasażerskich realizowane w trakcie prób (składających się z 1000 cykli) symulujących typowe cykle ich pracy podczas normalnej eksploatacji.

Zakresy pracy silnika oznaczono jako: r/c – rozruch lub chłodzenie, b/jz – bieg jałowy na ziemi, b/jl – bieg jałowy w locie, pod – podejście do lądowania, zn – zniżanie, wzn – wznoszenie, st/o – start lub włączenie odwracacza ciągu

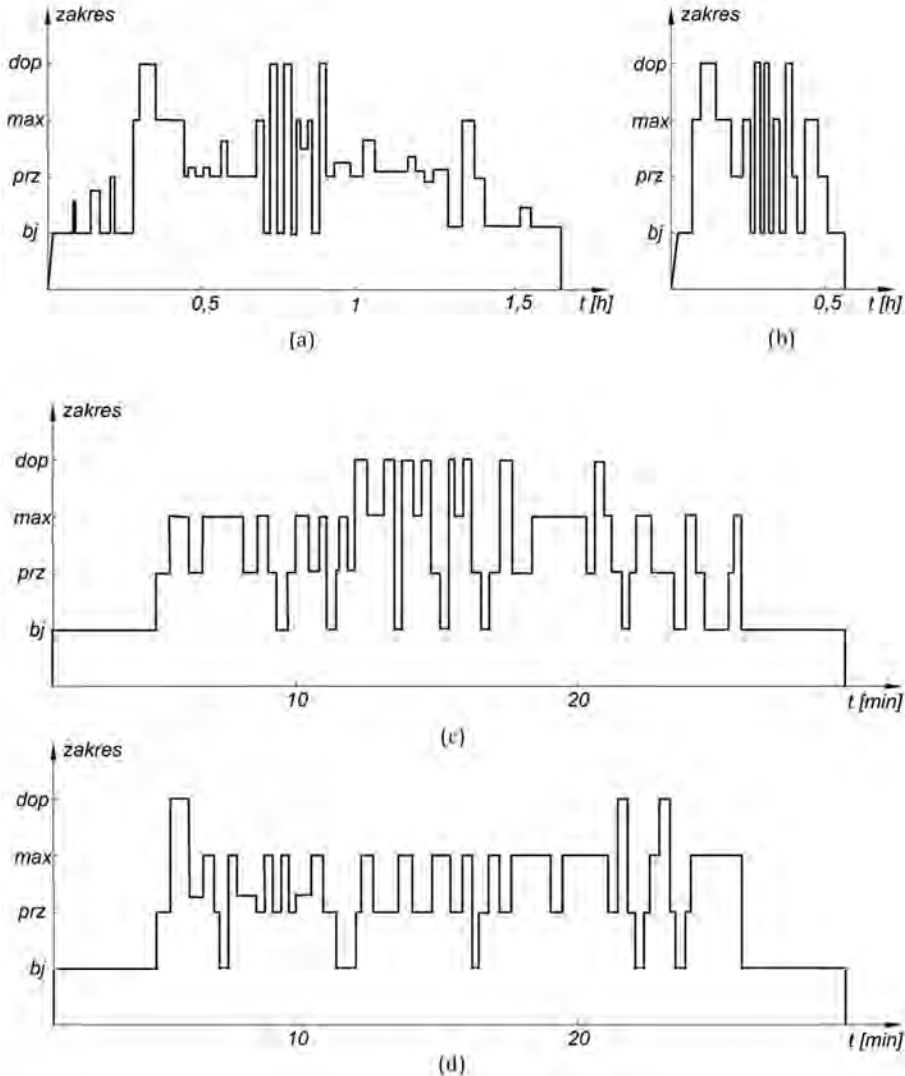
W przypadku silników wielozadaniowych samolotów bojowych do określania granicznej liczby cykli stosuje się współcześnie próby oparte na analizie warunków pracy silników w trakcie typowych misji. Jednocześnie, dla skrócenia czasu trwania prób, silniki podczas ich trwania pracują tylko na zakresach, które mają istotne znaczenie w procesie zużycia zmęczeniowego, tzn. ogranicza się występujące w każdej z misji okresy ich pracy na zakresie biegu jałowego i przelotowym (rys. 2).

Dla silników śmigłowych i śmigłowcowych w celu określenia trwałości niskocyklowej nie prowadzi się skróconych prób opartych na analizie misji, natomiast wykonuje się specjalne próby o czasie trwania pojedynczego cyklu wynoszącym 15 minut wg programu zamieszczonego w tab. 1 [3].

Tab. 1. Przebieg próby niskocyklowej silników śmigłowych i śmigłowcowych lotnictwa USA

Zakres pracy silnika	Czas [s]
Rozruch	30
Bieg jałowy	120
Akceleracja do zakresu maksymalnego	6
Zakres maksymalny	150
Deceleracja do zakresu biegu jałowego	6
Bieg jałowy	180
Akceleracja do zakresu maksymalnego ciągłego (przelotowego)	6
Maksymalny ciągły (przelotowy)	150
Deceleracja do zakresu biegu jałowego	6
Bieg jałowy	120
Chłodzenie i wyłączenie silnika	126

Dla tarczy nośnej turbiny wysokiego ciśnienia takiego silnika zakłada się prawdopodobieństwo bezawaryjnej pracy na poziomie 99,9%. Korzystając z rozkładu funkcji prawdopodobieństwa oraz odpowiednich mnożników, ustalono, że można przyjąć trwałość zmęczeniową takiej tarczy równą np. 4000 cykli, jeśli dla trzech egzemplarzy badanych tarcz przeprowadzono próby zmęczeniowe, które pozwoliły uzyskać co najmniej 36630 cykli bezawaryjnej pracy dla każdej z nich, tj. o rząd wielkości więcej niż ustalona przez producenta trwałość¹.



Rys. 2. Sposób uwzględnienia obciążeń zmęczeniowych w oparciu o analizę zakresów pracy silnika samolotu bojowego podczas typowej misji (a) skróconej próby jego silnika (b) oraz przykładowy przebieg próby odpowiadającej walce powietrznej (c) i misji wsparcia pola walki (d).

Zakresy pracy silnika oznaczono jako: bj – bieg jałowy, prz – przelotowy, max – maksymalny bez dopalania, dop –maksymalny z dopalaniem

¹Świadczy to tym, że obowiązujące obecnie metodyki wyznaczania bezpiecznej liczby cykli zmęczeniowych wymagają dalszych badań uściślających.

Liczby cykli pracy zakładanych wspólnie na etapie wykonywania projektu wstępnego silnika dla różnego rodzaju statków powietrznych lotnictwa USA podano w tab. 2.

Tab. 2. Liczby cykli pracy zakładanych wspólnie na etapie wykonywania projektu wstępnego silnika dla różnego rodzaju statków powietrznych lotnictwa wojskowego USA

Rodzaj statku powietrznego	Moduły silnika	Cykle I rodzaju	Cykle III rodzaju	Cykle IV rodzaju	Włączenie dopalacza lub odwracacza ciągu
Myśliwski	W...S	3200	20000	24000	17000
	KS...UW	1600	10000	12000	8500
Bombowy	W...S	2700	30000	30000	16000
	KS...UW	1350	15000	15000	8000
Transportowy	W...S	10000	14000	zostanie ustalony	nie dotyczy
	KS...UW	5000	7000		
Szkołno-treningowy	W...S	15000	150000	150000	
	KS...UW	7500	75000	75000	
Śmigłowiec	W...S	15000	nie dotyczy	nie dotyczy	nie dotyczy
	KS...UW	15000			

gdzie: W – wlot, S – sprężarka, KS – komora spalania, UW – układ wylotowy

Wymieniony w tabeli cykl I-go rodzaju polega na uruchomieniu silnika, osiągnięciu zakresu maksymalnego bez dopalania lub z dopalaniem i wyłączeniu silnika, cykl III-go rodzaju uwzględnia przejście od zakresu biegu jałowego do zakresu maksymalnego bez dopalania lub z dopalaniem i powrót do zakresu biegu jałowego, natomiast cykl IV-go rodzaju to przejście od zakresu przelotowego do zakresu maksymalnego bez dopalania i powrót do zakresu przelotowego².

METODY ZLICZANIA LICZBY CYKLI PRACY SILNIKÓW

Z punktu widzenia eksploatatorów silników lotniczych konieczne jest precyzyjne ustalenie sposobu zliczania cykli pracy występujących podczas eksploatacji silnika. Przez pojedynczy pełny cykl pracy silnika rozumie się jego uruchomienie, przejście do zakresu maksymalnego (startowego) i wyłączenie. W przypadku silnika do napędu samolotu pasażerskiego w trakcie pojedynczego lotu wykonuje się uruchomienie silnika, którego części mają temperaturę otoczenia, a następnie prowadzi się jego krótkotrwałe podgrzewanie w celu ustabilizowania rozkładu temperatury w częściach i zespołach silnikowych oraz luzów i pasowań między współpracującymi częściami. Podczas kołowania i oczekiwania na zgodę do startu silnik pracuje na zakresie biegu jałowego lub zbliżonym do niego, po czym osiąga zakres maksymalny lub bliski niemu w trakcie startu i wznoszenia. Na najdłuższym odcinku lotu silnik pracuje na zakresie przelotowym, zmniejszonym podczas zniżania i lądowania do zakresu biegu jałowego. W końcowej fazie pracy silnika włączany jest odwracacz ciągu, następnie samolot dokołuje do płaszczyzny postojowej, po czym następuje wychłodzenie silnika, jego wyłączenie i ostygnięcie do temperatury otoczenia. Dla tak eksploatowanego silnika można w przybliżeniu przyjąć, że w trakcie każdego lotu odbywa się jeden pełny cykl pracy.

²Definicja cyklu II rodzaju nie występuje w dostępnej literaturze, ale też nie są podawane dotyczące go ograniczenia.

W przypadku silnika wielozadaniowego samolotu bojowego, ze względu na sposób korzystania z niego w trakcie lotu, konieczne jest dodatkowo uwzględnianie cząstkowych zmian obciążeń części i zespołów silnika jako wartości składowych pełnego cyklu.

W lotnictwie różnych państw stosowane są różne sposoby zliczania cykli pracy.

W przypadku starszych silników liczby cykli są zliczane „ręcznie” przez personel techniczny na podstawie uproszczonych wzorów lub wręcz umownych wartości wykorzystania cykli pracy odniesionych do godziny lotu w zależności od charakteru misji lotniczej (tab. 3).

Tab. 3. Umowne wartości zużycia liczby cykli pracy w ciągu godziny lotu w zależności od charakteru misji lotniczej wg Rolls-Royce

Rodzaj misji	Liczba cykli na godzinę lotu
Akrobacja zespołowa	10...14
Trening	5...10
Bombardowanie lub ostrzeliwanie celów naziemnych z broni maszynowej	5
Wsparcie wojsk lądowych	3,8
Rozpoznanie powietrzne	3,5

W nowszych konstrukcjach silników zliczanie cykli pracy realizowane jest przez odpowiednie systemy komputerowe na ziemi po wprowadzeniu danych z rejestratorów pokładowych lub bezpośrednio na pokładzie statku powietrznego przez układ monitorowania pracy silnika.

Jedną z najwcześniej opracowanych metod zliczania cykli pracy opartą o zapisy rejestratorów pokładowych jest używana przede wszystkim w Siłach Powietrznych USA metoda obliczania liczby tzw. skumulowanych cykli pracy wyrażanych zależnością

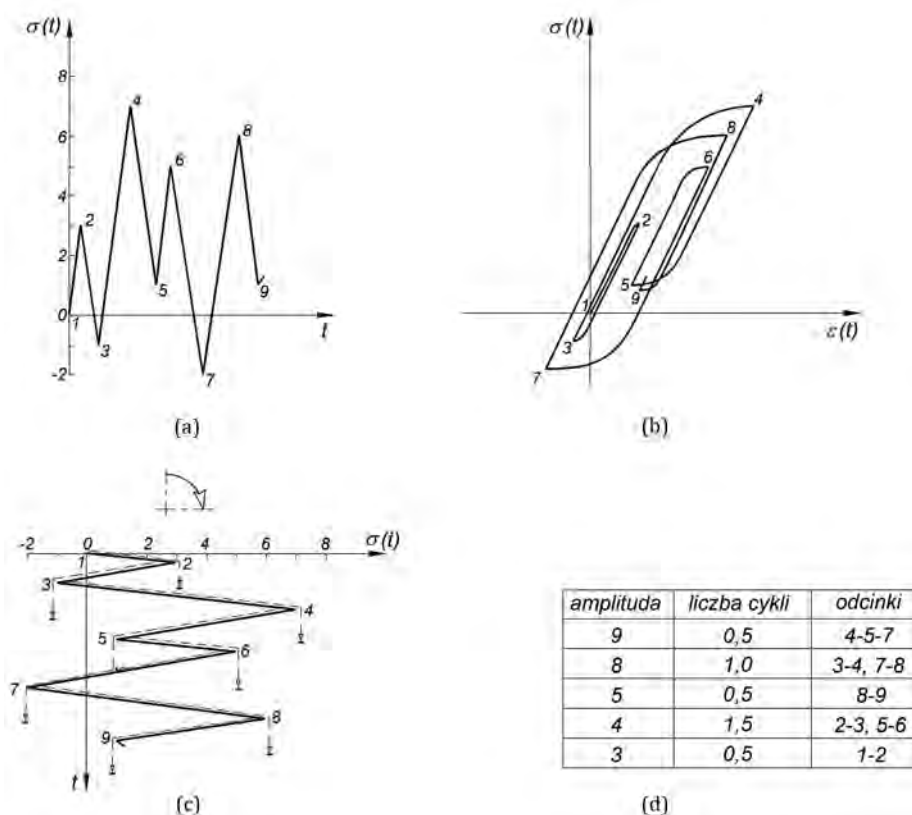
$$c_{TAC} = c_{LCF} + \frac{c_{FTC}}{4} + \frac{c_{CIC}}{40}$$

gdzie:

c_{LCF} – jest liczbą cykli I-go rodzaju, c_{FTC} – liczbą cykli III-go rodzaju, a c_{CIC} – liczbą cykli IV-go rodzaju.

Metoda zliczania skumulowanych cykli pracy tym sposobem stosowana jest np. w trakcie eksploatacji silników F100-PW-229 samolotów F-16.

W niemieckim lotnictwie wojskowym dla silnika RB199 samolotu Panavia Tornado zastosowano inną metodę zliczania cykli – tzw. metodę spływających kropli deszczu (*Rain-Flow*). Metoda ta, której nazwa pochodzi od skojarzenia schematu obliczeń z mechanizmem spływania kropli deszczu z dachu pagody, polega na wyodrębnieniu z zapisu zmian naprężeń w czasie tych z ich amplitud, nad którymi (umownie) spływają krople wody (rys. 3).

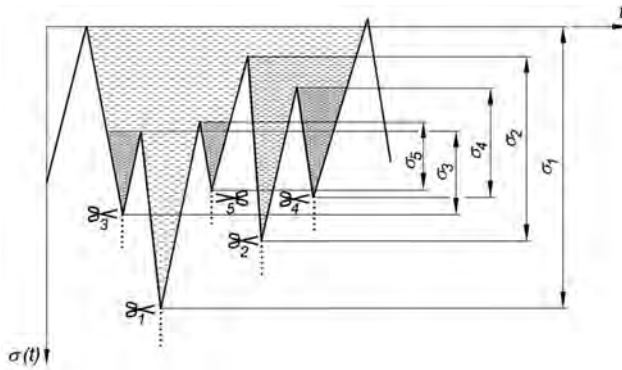


Rys. 3. Schemat zliczenia cykli zmęczeniowych tzw. metodą spływających kropli deszczu: (a) – zmiana naprężeń w czasie, (b) – zmiana cykli zmęczeniowych w czasie, (c) – schemat spływania wody z dachu pagody uformowanego przez obrót w prawo wykresu (a) o 90° , (d) – liczba wyznaczonych cykli

Na każdy fragment umownego dachu woda jest wylewana w jego najwyższym położonym punkcie, przy czym najpierw rozpatruje się fragment najbardziej wysunięty, z którego woda spływa na niższe partie dachu, aż do miejsca, z którego jej strumień spływa na umowną ziemię. Amplitudę naprężenia cyklu przedstawia odległość pozioma między punktem początkowym kropli wody, a punktem, w którym spada ona na ziemię. Jeśli kropla wody spływająca z kolejnego punktu startowego nie spływa z fragmentu dachu, lecz dopływa do strumienia wody spływającej z wyższych partii dachu, wówczas amplituda naprężenia jest równa odległości między początkowym punktem kropli, a punktem, w którym napotkała ona spływający z góry strumień wody.

Innym, mającym prostsze reguły, sposobem zliczenia cykli zmęczeniowych jest tzw. metoda zbiornika (*Reservoir*), w której wykres zmian naprężeń w czasie „napełnia się wodą” (rys. 4), a następnie otwiera się odpływ wody z najniższego położonego jego punktu (zaznaczono na rys. 4 symbolem nożyczek). Wysokość słupa wypływającej wody odpowiada naprężeniu cyklu. Kolejno opróżniając zbiornik poprzez upuszczanie wody z najniższych położonych punktów zlicza się liczbę cykli o amplitudach naprężeń równych wysokości słupów wody w poszczególnych częściach zbiornika.

Obie metody dają takie same wyniki.



Rys. 4. Schemat zliczania cykli zmęczeniowych tzw. metodą zbiornika: σ_i – amplituda naprężeń, t – czas (symbolem nożyczek oznaczono kolejne miejsca „upuszczania wody”)

Dla silnika RB199 opracowano algorytm obliczeń niskocyklowej trwałości zmęczeniowej bazujący na zarejestrowanych w locie wartościach prędkości obrotowych wirników.

W pierwszej kolejności oblicza się względną prędkość obrotową wirnika odniesioną do wartości prędkości na zakresie maksymalnym bez dopalania

$$\bar{n} = \frac{n}{n_{100\%}}$$

a następnie wydzieliła się, metodą spływających kropli deszczu, z zapisu prędkości obrotowej rejestratora pokładowego minimalne n_{min} i maksymalne n_{max} jej wartości dla poszczególnych cykli. W dalszej kolejności oblicza się dla każdego cyklu maksymalne i minimalne wartości naprężeń proporcjonalnych do prędkości obrotowych

$$\sigma_{min} \sim n_{min}^2, \sigma_{max} \sim n_{max}^2$$

a potem wartości naprężeń granicznych

$$\sigma_{gr} \sim n_{gr}^2$$

odpowiadające granicznie dopuszczalnej prędkości obrotowej n_{gr} (np. takiej, przy której następuje rozerwanie się wirnika) oraz dopuszczalne wartości naprężeń dla nieograniczonej trwałości zmęczeniowej (powyżej 10^6 cykli)

$$\sigma_{nieogr} = p \cdot \sigma_{gr}$$

gdzie p jest wielkością wyrażającą określony stosunek naprężeń $\frac{\sigma_{nieogr}}{\sigma_{gr}}$

Następnie oblicza się ze wzoru Goodmana naprężenia równoważne cyklu

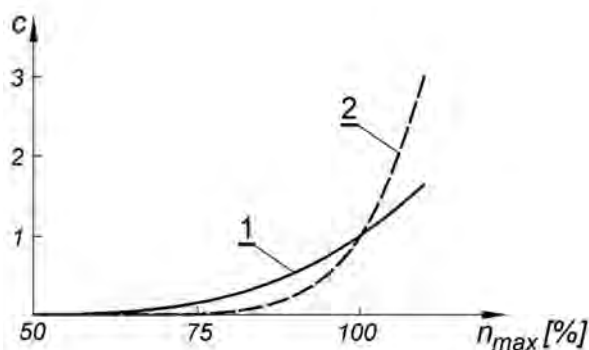
$$\sigma_r = \frac{\sigma_{gr} \cdot (\sigma_{max} - \sigma_{min})}{(\sigma_{gr} - \sigma_{min})}$$

A potem wartość uszkodzenia odpowiadającą określonej prędkości obrotowej wirnika

$$D = \left(\frac{\frac{\sigma_r}{\sigma_{nieogr}} - p}{\frac{1}{\sigma_{nieogr}} - p} \right)^m$$

gdzie m wyznacza się z nachylenia krzywej Wöhlera we współrzędnych $\lg \sigma$ ($\lg C$).

Dla silnika RB199 obliczenia dla wirnika niskiego i wysokiego ciśnienia przeprowadzono osobno przyjmując odpowiednio $n_{gr} = 120\%$, $p = 0,55$ i $m = 3,5$ dla wirnika wysokiego ciśnienia i $n_{gr} = 130\%$, $p = 0,4$ i $m = 2$ dla wirnika niskiego ciśnienia (rys. 5).



Rys. 5. Zależność zużycia cykli zmęczeniowych c od maksymalnej prędkości obrotowej n_{max} wirnika niskiego (1) i wysokiego (2) ciśnienia silnika RB199 w danym cyklu pracy

Z wykresów pokazanych na rys. 5 wynika, że dla wartości prędkości obrotowych wirników niższych od wartości maksymalnych w większym stopniu następuje wykorzystanie cykli zmęczeniowych wirnika niskiego niż wysokiego ciśnienia.

PODSUMOWANIE

Znajomość zjawisk dotyczących wytrzymałości zmęczeniowej części lotniczych silników turbinowych oraz sposobów zliczania liczby cykli pracy zużytych przez te silniki ma z pewnością istotny wpływ na bezpieczeństwo latania.

Wybranie prawidłowej metody zliczania cykli pracy silnika jest tym trudniejsze, że, zwłaszcza w przypadku turbin, nakładają się w nich zmienne w czasie obciążenia mechaniczne (wynikające przede wszystkim z ruchu obrotowego elementów wirnika i zmian jego prędkości obrotowej), ale także termiczne – spowodowane nierównomiernym nagraniem części. Dodatkowym problemem jest to, że w zależności od zmian zakresu pracy silnika obciążenia mechaniczne i termiczne mogą być przesunięte w fazie.

W przypadku silników wielowirnikowych, zużycie cykli zmęczeniowych dla każdego z wirników jest inne i powinno być obliczane oddzielnie. Na zakresach pracy mniejszych od maksymalnego wirniki wysokiego ciśnienia zużywają mniej cykli od wirników niskiego ciśnienia.

Należy się spodziewać powstania uściślonej metodyki wyznaczania bezpiecznej dla całości konstrukcji silnika, liczby cykli zmęczeniowych uwzględniających warunki lotu wpływające na wartości rozkładów temperatury w częściach newralgicznych (jak np. tarcze nośne wirników turbin), a więc nie tylko prędkości obrotowe wirników, ale i zmieniające intensywność chłodzenia – wysokość H i prędkość V lotu samolotu.

Oczywiście dane liczbowe przebytych cykli i prognozy co do dalszej bezpiecznej pracy będą zależały od konstrukcji konkretnego typu silnika – będącego zamiennikiem w zastosowaniu na takim samym płatowcu. Na wielu samolotach przewiduje się możliwość wykorzystania różnych typów silników o podobnych osiąгах, np. na samolotach pasażerskich Airbus czy Boeing zamiennie stosuje się silniki firm Pratt&Whitney, Rolls-Royce czy General Electric (SNECMA, CFMI, IAE), podobnie jak na samolotach bojowych F-16 eksploatowane są różne wersje silników F100 produkowanych przez firmę Pratt&Whitney lub F110 firmy General Electric.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Balicki W., Chachurski R., Szczeciński S., *Zmęczenie niskocyklowe konstrukcji i jego minimalizacja*, Prace Instytutu Lotnictwa nr 199, Wydawnictwa Naukowe Instytutu Lotnictwa, Warszawa, 2009
- [2] *Engine Structural Integrity Program (ENSIP)*, Department of Defence, 2002
- [3] Niepokólczycki A., *Fatigue of Aircraft Structures*, Instytut Lotnictwa, Warszawa, 2009
- [4] Orkisz M. (red.), *Turbinowe silniki lotnicze w ujęciu problemowym*, PN-TTE, Lublin, 2000
- [5] Pfoertner H., *Extension of the Usable Engine Life by Modelling and Monitoring*, RTO AVT, Lecture Series on Aging Aircraft Fleets: Structural and Other Subsystem Aspects, Sofia, 2000
- [6] Skalski J., *Ocena wpływu nieustalonych zakresów i warunków pracy turbinowego silnika odrzutowego na wytrzymałość niskocyklową tarczy turbiny*, rozprawa doktorska, WAT, Warszawa, 1994
- [7] Wiśniewski S., *Obciążenia cieplne silników turbinowych*, WKiŁ, Warszawa, 1974
- [8] Vujić D., *Diagnostic system in aircraft engine maintenance*, Scientific Technical Review, Vol. LV, No. 1, Military Technical Institute, Belgrad, 2005
- [9] Zoufaly B., *Obciążenia cieplne łopatek wieńca wirnikowego turbiny lotniczego silnika odrzutowego podczas rozruchu i akceleracji*, rozprawa doktorska, WAT, Warszawa, 1977
- [10] opisy techniczne i instrukcje eksploatacji silników różnych typów

NOWA KONCEPCJA NAPĘDU ROZRUCHOWEGO TURBINOWYCH SILNIKÓW ODRZUTOWYCH

ZDZISŁAW GOSIEWSKI

Instytut Lotnictwa

KRZYSZTOF FALKOWSKI, MACIEJ HENZEL, PAULINA MAZUREK

Wojskowa Akademia Techniczna

MARIUSZ ŻOKOWSKI

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Streszczenie

Systemy pokładowe najnowszych statków powietrznych, takich jak: Boeing 787, Airbus A380, projektowane są według koncepcji „more electric aircraft” (MEA), która zakłada coraz większe wykorzystanie układów elektrycznych. Koncepcja ta zaowocowała opracowaniem systemów pokładowych o nowej strukturze, która zapewnia poprawienie warunków użytkowania systemów wynikających ze zmniejszenia masy, rosnącej niezawodności urządzeń, a przez to zmniejszenia kosztów użytkowania i wzrostu bezpieczeństwa latania.

W artykule przedstawiono koncepcję napędu rozruchowego dla silnika odrzutowego dużego ciągu. Przedstawiono tutaj strukturę i zasadę działania takiego napędu, jego zalety i wady w porównaniu do układów klasycznych oraz wskazano kierunki dalszych badań.

Słowa kluczowe: napęd rozruchowy, samołożyskujący się silnik elektryczny, turbinowy silnik odrzutowy

WSTĘP

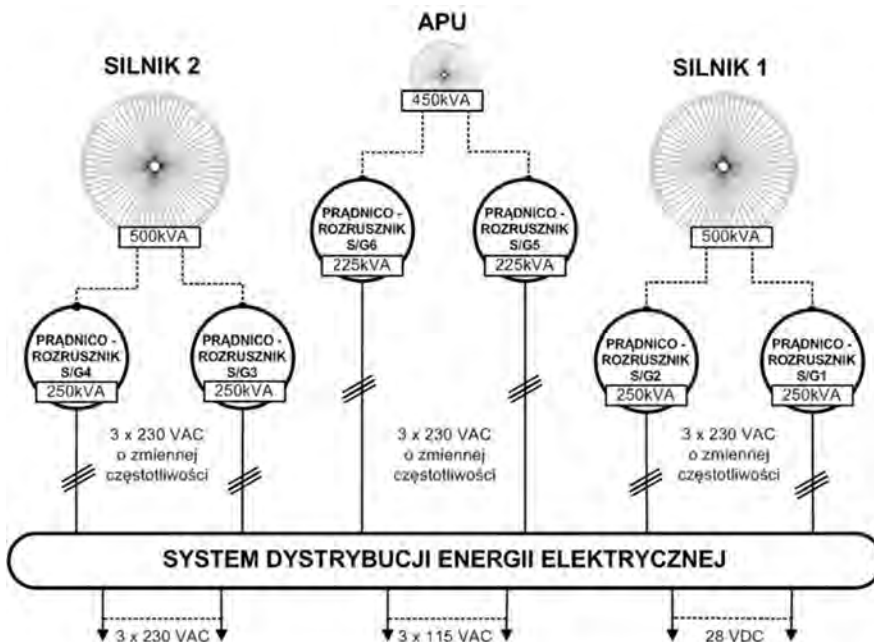
W dziedzinie lotniczych układów elektrycznych w ostatnim czasie nastąpił dynamiczny rozwój, który jest wynikiem pojawienia się nowych technologii i materiałów. Koncepcja zwiększenia liczby systemów i urządzeń elektrycznych nie jest nową koncepcją. Pierwsze wzmianki na ten temat pojawiły się w latach 70-tych XX wieku. Koncepcję tą nazwano „All-Electric Aircraft” i zakładała ona zastąpienie wszystkich systemów pokładowych statku powietrznego układami elektrycznymi. Rozważano w niej możliwości zastąpienia silników turbinowych silnikami elektrycznymi, które napędzałyby cały osprzęt elektryczny począwszy od sieci dystrybucji, a skończywszy na prądnico - rozruszniku osadzonym w kadłubie silnika. Rozszerzenie funkcji prądnico-rozrusznika do obsługi aktywnych łożysk magnetycznych mogłoby doprowadzić do usunięcia z pokładu samolotu instalacji olejowej. Koncepcja ta oferowała ogromne możliwości

rekonfiguracji silnika i płatowca oraz poprawienie warunków użytkowania wynikających ze zmniejszenia masy, rosnącej niezawodności urządzeń, łatwiejszej konserwacji, a przez to zmniejszenia kosztów użytkowania i wzrostu bezpieczeństwa latania.

Jednak tak daleko idące zmiany w zakresie wyposażenia trudno było wówczas zrealizować. Dlatego koncepcja ta przerodziła się w koncepcję „More Electric Aircraft”, która zakładała, że statek powietrzny będzie wyposażony nie tylko w elementy elektryczne. Zmiana koncepcji miała zmniejszyć ryzyko uszkodzenia instalacji pokładowych. Koncepcja ta zaowocowała opracowaniem zupełnie nowych urządzeń i systemów zasilania pokładowego, systemów klimatyzacji, systemu hydraulicznego, elektrycznego silnika (Trent 500). W dziedzinie układów wykonawczych i systemów sterowania zaowocowała m.in. opracowaniem systemów fly-by-wire (FBW) i power-by-wire (PBW).

Technologia FBW obejmuje projektowanie, rozwijanie oraz realizację rozwiązań elektroenergetycznych w systemach sterowania lotem. Zapewnia ona odpowiednią funkcjonalność urządzeń wykonawczych używanych w rozproszonej i scentralizowanej architekturze. Rozdzielony system sterowania zmniejsza ilość operacji przetwarzania danych w komputerach zarządzania lotem i oferuje większą elastyczność podczas rozwijania ich struktury. Technologia ta redukuje również masę systemów poprzez ograniczenie rozmiaru i ilości wykorzystywanych elementów.

Natomiast technologia PBW obejmuje nowatorskie podejścia do projektowania i rozwiązania elektrycznego zasilania urządzeń wykonawczych przy użyciu funkcjonalnej płaszczyzny sterowania lotem. Obejmuje ona eksploatację i adaptację technologii elektrycznych napędów silników, w taki sposób, aby charakteryzowały się one odpowiednią wydajnością, niezawodnością oraz zapewniały bezpieczeństwo lotu i ochronę środowiska. Obecnie, wykorzystanie tej technologii jest opóźnione w stosunku do technologii FBW, a wydajne silniki elektryczne, napędy dużych mocy są jedynie wykorzystywane podczas lotów testowych.



Rys.1. Schemat systemu elektroenergetycznego samolotu Boeing 787

Jednak główne zmiany dotyczą urządzeń i układów zasilania. Na rys.1 przedstawiono schemat systemu elektroenergetycznego samolotu Boeing 787, którego główną cechą jest zastosowanie trójfazowego źródła prądu przemiennego o wartości napięcia 230V. Zastosowanie podwyższonego napięcia fazowego do wartości 230V oraz międzyfazowego do 400V znacząco poprawiło sprawność systemu elektroenergetycznego, ponieważ obniżono przez to straty przesyłu energii oraz zredukowano masę okablowania instalacji elektrycznej.

W systemie tym zastosowano również dwa prądnico-rozruszniki o mocy 250 kVA, stanowiących źródło 500 kVA przypadających na jeden silnik. W tym celu wykorzystano generatory o zmiennej częstotliwości VF (ang. Variable Frequency), które zastąpiły dotychczas wykorzystywane generatory o stałej częstotliwości CF (ang. Constant Frequency). Każdy główny generator zasilają własną magistralę 230 VAC. W układzie istnieje również możliwość przetworzenia napięcia przemiennego 230V na wartość 115V lub 28V prądu stałego.

Jednym z głównych zadań systemu elektroenergetycznego statku powietrznego jest umożliwienie przeprowadzenia procesu rozruchu jego silnika napędowego. W tym celu wykorzystuje się układ pomocniczego zespołu elektroenergetycznego APU (ang. Auxiliary Processing Unit). Na pokładzie samolotu Boeing 787 urządzenie to współpracuje z dwoma prądnico-rozrusznikami, które po uruchomieniu zespołu APU pracują jako normalne generatory.

Proponowana zmiana koncepcji elektrycznego układu rozruchowego polega na zastosowaniu w tym układzie samołożyskującego się silnika elektrycznego. Silnik taki łączy w sobie cechy klasycznego silnika elektrycznego oraz cechy aktywnych zawieszonych magnetycznych. Zastosowanie takiego układu eliminuje tarcie między współpracującymi parami kinematycznymi, umożliwia monitoring i diagnostykę jego stanu technicznego poprzez pomiar poziomu drgań i wartości sił.

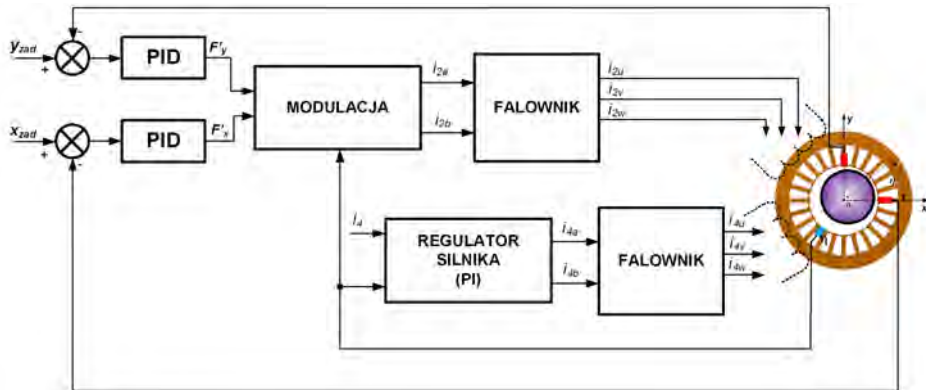
KONCEPCJA SAMOŁOŻYSKUJĄCEGO SIĘ SILNIKA ELEKTRYCZNEGO

Głównym elementem projektowanego napędu rozruchowego jest samołożyskujący się silnik elektryczny, który powinien zapewnić szerokie pasmo przenoszenia, dobre właściwości diagnostyczne, wysoką niezawodność i inne, lepsze cechy eksploatacyjne w porównaniu do tradycyjnych zespołów rozruchowych. Na rys. 2 przedstawiono schemat blokowy układu sterowania takim silnikiem elektrycznym. Sterowanie silnikiem funkcjonalnie można podzielić na dwie części: jedna jest odpowiedzialna za lewitację magnetyczną wirnika silnika, natomiast druga za pracę silnikową.

Silnik samołożyskujący się ma dwa uzwojenia: 4-biegunowe odpowiedzialne za wytwarzanie momentu obrotowego i 2-biegunowe odpowiedzialne za wytwarzanie siły nośnej.

W układzie sterowania jako sygnał synchronizujący podawany jest sygnał pochodzący z czujnika fazy, odpowiedzialny za synchronizację prądów płynących w tych dwóch rodzajach uzwojeń. Indukcyjność wzajemna (M) pomiędzy uzwojeniami 4-biegunowymi i 2-biegunowymi jest wprost proporcjonalna do przemieszczeń wirnika w szczelinie powietrznej.

Kierunek strumienia sprzężonego jest określany poprzez sygnał z czujnika fazy (w). Amplituda i zwrot strumienia sprzężonego jest niezależnie wytwarzana, amplituda prądu i jego faza są odpowiednio modulowane w ten sposób, że strumień sprzężony w szczelinie powietrznej odpowiada sygnałom wypracowywanym przez blok modulacji.

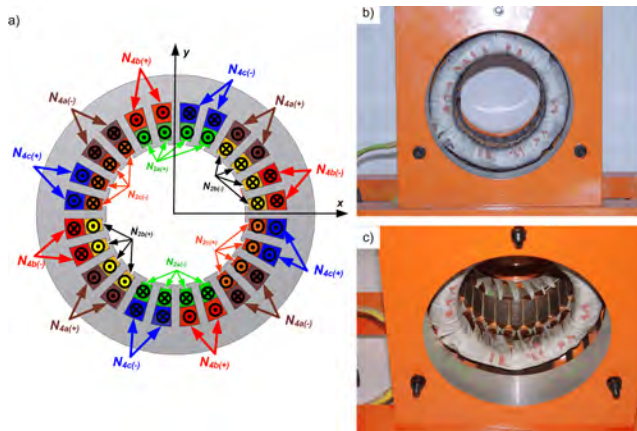


Rys. 2. Schemat blokowy samołóżyskującego się silnika elektrycznego

Silnik samołóżyskujący się łączy w sobie cechy heteropolarnego łożyska magnetycznego i indukcyjnego silnika elektrycznego. Heteropolarne łożysko magnetyczne posiada uzwojenia do generowania siły nośnej, natomiast silnik indukcyjny uzwojenia do wytwarzania momentu obrotowego – samołóżyskujący się silnik elektryczny łączy te dwie cechy układów w jeden zespół, eliminując najbardziej zawodny element z układu silnika – łożyska mechaniczne.

W obwodzie magnetycznym samołóżyskującego się silnika elektrycznego można wyróżnić dwa rodzaje strumieni (Rys. 3a). Pierwszy ze strumieni magnetycznych jest stały i jest nazwany strumieniem magnetycznym punktu pracy (uzwojenia N_{4a} i N_{4b}). Drugi ze strumieni magnetycznych zależy od położenia wirnika w szczelinie powietrznej i jest on zmienny w zależności od wypadkowej wartości tego strumienia w szczelinie powietrznej (uzwojenia N_{2a} i N_{2b}). Siła magnetomotoryczna wytwarzana przez uzwojenia jest siłą proporcjonalną do zmian ruchu wirnika w szczelinie powietrznej [3].

Jeżeli uzwojenia silnikowe samołóżyskującego się silnika elektrycznego zasilili się prądem stałym, samołóżyskujący się silnik elektryczny pracuje jako heteropolarne łożysko magnetyczne. Natomiast przy zasilaniu uzwojeń silnikowych prądem przemiennym, wirnik silnika jest wprawiany w ruch obrotowy. Prądy sterujące w uzwojeniach N_{2a} i N_{2b} są modulowane przez prędkość obrotową wirnika podczas jego obrotów (Rys. 4b).

Rys. 3. Samołóżyskujący się silnik elektryczny:
a) trójfazowy stator, b) i c) stator projektowanego silnika

Rozmieszczenie i rozkład uzwojeń na statorze samołożyskującego się silnika przedstawiono na rys. 3.

W celu stabilizacji położenia wirnika w szczelinie powietrznej w kierunku radialnym (z założoną szczeliną powietrzną) wykorzystuje się dwa rodzaje uzwojeń, które są odpowiednio rozmieszczone na statorze. Jedno z uzwojeń → 4-biegunowe jest odpowiedzialne za generowanie momentu obrotowego wirnika, natomiast drugie → 2-biegunowe jest odpowiedzialne za wytwarzanie siły nośnej. Uzwojenia silnikowe oznaczono przez N_4 . Chwilowa wartość prądu płynącego w uzwojeniach silnikowych wynosi i , siła magnetomotoryczna przyjmie zatem wartość $F_m = N_4 \times i$. Uzwojenia łożyskowe do wytwarzania siły nośnej oznaczono N_2 . Szczelinę powietrzną w nominalnym, centralnym położeniu wirnika oznaczono przez g_0 .

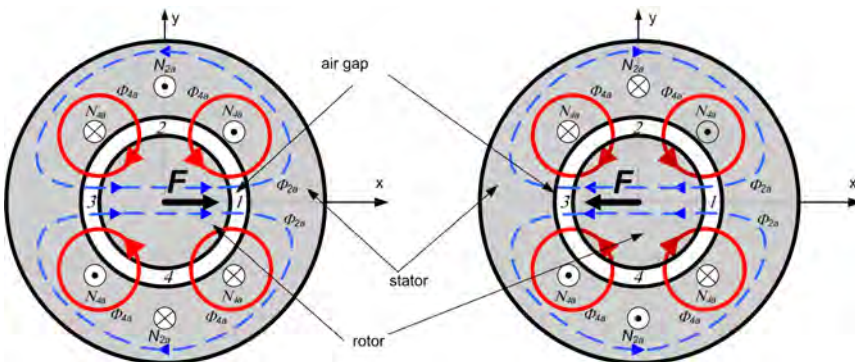
Na rys. 4 przedstawiono powstawanie siły nośnej w samołożyskującym się silniku elektrycznym w kierunku osi Ox (powstawanie siły nośnej w kierunku osi Oy jest analogiczne). W przypadku symetrycznego rozkładu strumienia gęstość strumienia (punkty 1, 2, 3, 4) ma taką samą wartość w każdym punkcie tej sekcji. W tym przypadku uzwojenia 4-biegunowe generują moment obrotowy.

Uzwojenia łożyskowe (N_{2a}) wytwarzają siłę nośną pomiędzy wirnikiem a statorem. Amplituda tych sił jest taka sama, ale zwrot jest równo rozłożony na obwodzie stojana w ten sposób, że suma sił działających na wirnik wynosi zero.

W celu zrozumienia i łatwiejszej prezentacji modelu takiego silnika założono, że do opisu prezentowany będzie model dwufazowy. Przejście z modelu dwufazowego na model trójfazowy odbywa się poprzez następującą zależność:

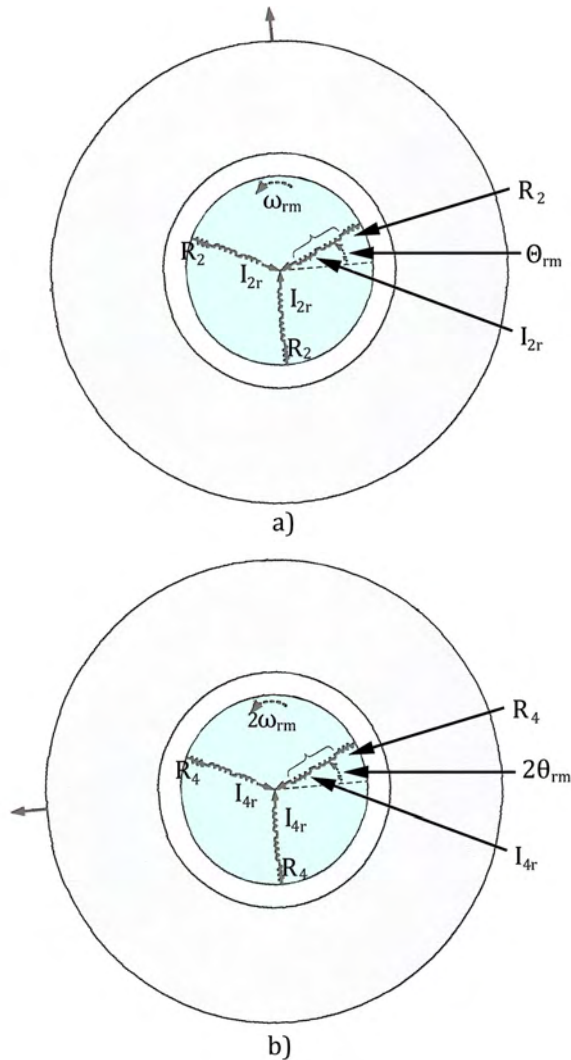
$$\begin{bmatrix} i_{2a} \\ i_{2b} \\ i_{4a} \\ i_{4b} \end{bmatrix} = \frac{\sqrt{2}}{\sqrt{3}} \begin{bmatrix} 1 & -\frac{1}{2} & -\frac{1}{2} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\sqrt{3}}{2} & -\frac{\sqrt{3}}{2} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & -\frac{1}{2} & -\frac{1}{2} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{\sqrt{3}}{2} & -\frac{\sqrt{3}}{2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} i_{2u} \\ i_{2v} \\ i_{4u} \\ i_{4v} \\ i_{4w} \end{bmatrix} \quad (1)$$

W obrotowym układzie współrzędnych siła magnetomotoryczna układu dwufazowego wyrażona została jako funkcja sinusoidalna. Zwrot siły nośnej zależy od biegunowości prądu. Natomiast wartość tej siły jest proporcjonalna do prądu płynącego w uzwojeniach N_{2a} i N_{2b} . Na rysunku 3 przedstawiono tylko jedną fazę układu trójfazowego.



Rys. 4. Powstawanie siły nośnej: a) powstawanie siły nośnej w kierunku osi Ox , b) powstawanie siły nośnej w kierunku przeciwnym do osi Ox

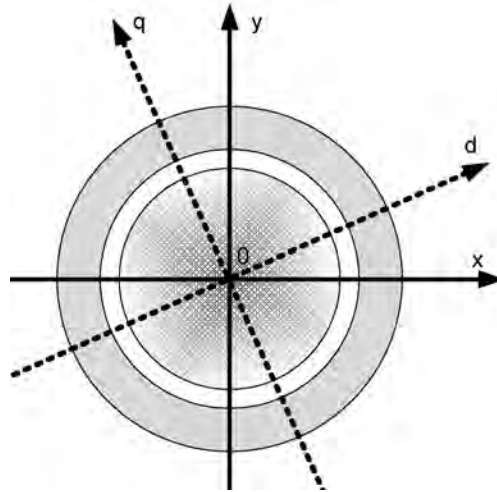
Model silnika samołożyskującego się i jego ekwiwalentny obwód elektryczny związanego z układem współrzędnych wirnika $0dq$ przedstawiono na rys. 5. Na rysunku tym zaprezentowano uzwojenia 2-wbiegunowe i 4-rebiegunowe, uzwojenia trójfazowe łożyskowe oznaczono $2_{us}, 2_{vs}, 2_{ws}$, natomiast uzwojenia trójfazowe silnikowe oznaczono $4_{us}, 4_{vs}, 4_{ws}$ (indeks s oznacza stator). W uzwojeniach statora płyną trójfazowe prądy: $i_{2us}, i_{2vs}, i_{2ws}$ i $i_{4us}, i_{4vs}, i_{4ws}$ (2-wbiegunowe i 4-rebiegunowe, odpowiednio). W obwodzie wirnika występują napięcia i prądy, które są podobnie oznaczone jak statora (indeks r). $R_{2s}, R_{2r}, R_{4s}, R_{4r}$ – rezystancje uzwojeń statora i wirnika, $l_{2s}, l_{2r}, l_{4s}, l_{4r}$ – indukcyjności sprzężone pomiędzy wirnikiem a statorem, M_{2uvw}, M_{4uvw} – indukcyjności wzajemne oraz $L_{2suvw}, L_{2ruvw}, L_{4suvw}, L_{4ruvw}$ – indukcyjności własne uzwojeń statora i wirnika odpowiednio.



Rys. 5. Obwód ekwiwalentny trójfazowego, samołożyskującego się silnika elektrycznego:
a) uzwojenia 2-biegunowe, b) uzwojenia 4-biegunowe

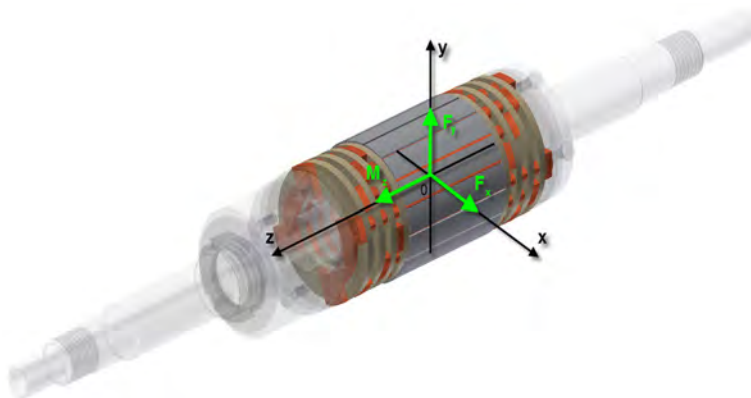
MODEL SYMULACYJNY ZESPOŁU NAPĘDOWEGO

Zespół napędowy do rozruchu silników turbinowych jest zespołem złożonym z indukcyjności. W celu budowy modelu matematycznego należy zapisać równania równowagi złożone z równań mechanicznych i elektrycznych opisujących ten układ. Model tego silnika nie musi w pełni opisywać konstrukcji silnika elektrycznego, jednakże powinien odzwierciedlać zjawiska magnetyczne zachodzące w rzeczywistym silniku. W celu prezentacji modelu dynamicznego takiego układu napędowego należy przedstawić dwa układy współrzędnych – jeden nieruchomy, związany ze statorem i drugi ruchomy, związany z wirnikiem, Rys. 6.



Rys. 6. Układy współrzędnych samołożyskującego się silnika elektrycznego (układ $0xy$ – związany ze statorem i $0dq$ – związany z wirnikiem)

Model matematyczny zespołu napędowego oparty jest na prawie Newton'a (obliczanie sił działających w każdej osi) i równaniu momentu obrotowego dla silnika. W celu uproszczenia zapisu równań uzwojenia trójfazowe przetransformowano do modelu dwufazowego. Równania ruchu zapisano w postaci macierzowej [6]:



Rys. 7. Model projektowanego wirnika z zaznaczonymi siłami i momentem działającym na wirnik

$$\begin{bmatrix} m & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 \\ 0 & 0 & J \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ M_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} G_x \\ G_y \\ -M_0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

gdzie:

m – masa wirnika;

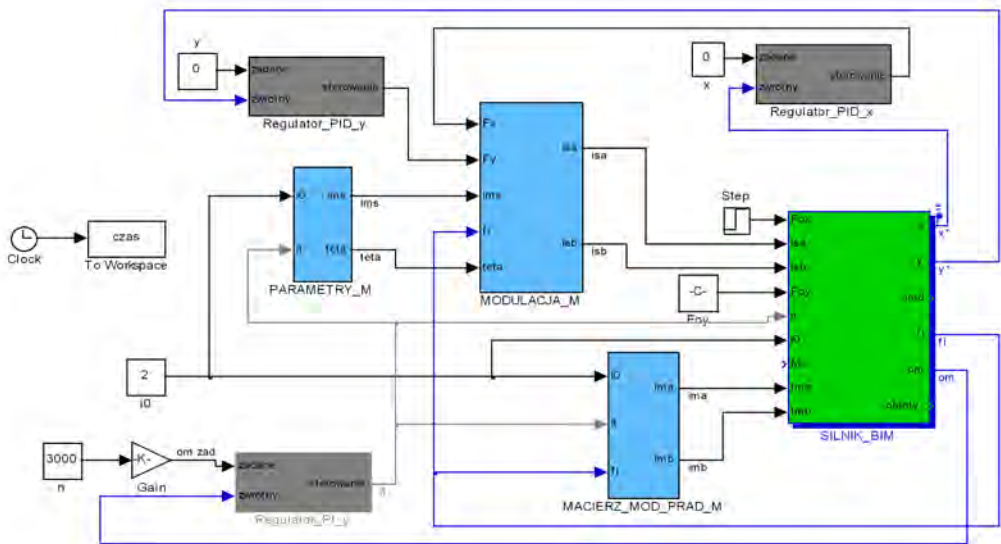
J – masowy moment bezwładności wirnika;

F_x, F_y – siły nośne, działające w kierunku $0x$ i $0y$, odpowiednio;

M_z – moment elektromagnetyczny;

M_0 – moment obciążenia;

G_x, G_y – siły zakłócające.



Rys. 8. Model symulacyjny zespołu napędowego do rozruchu napędowych silników turbinowych samolotu z samołzyskującym się silnikiem elektrycznym.

Siły i moment można zapisać w następującej postaci:

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M' I_4 \cos(2\omega t + \Theta) & M' I_4 \sin(2\omega t + \Theta) & 0 & 0 \\ M' I_4 \sin(2\omega t + \Theta) & -M' I_4 \cos(2\omega t + \Theta) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & M' & M' \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} i_{2a} \\ i_{2b} \\ i_{4d} \\ i_{4q} \end{bmatrix} \quad (3)$$

gdzie:

M' – indukcyjność wzajemna – stała wartość opisywana przez dane geometryczne zespołu i liczbę uzwojeń;

I_4 – prąd pobudzający uzwojeń silnikowych (prąd punktu pracy).

Równania związane z siłami zostały otrzymane na drodze różniczkowania energii pola magnetycznego w stosunku do przemieszczenia wirnika. Równanie związane z momentem obrotowym samołzyskującego się wirnika związane jest z jego częścią mechaniczną.

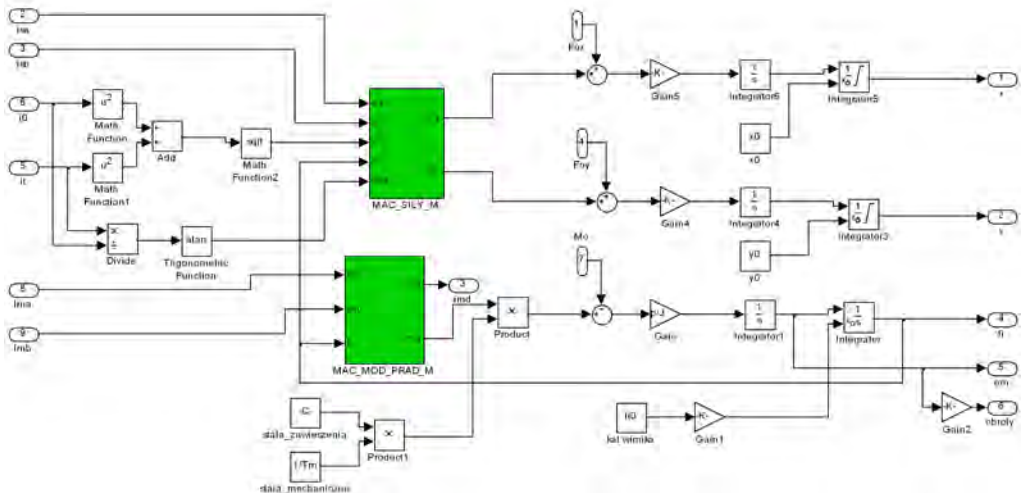
Należy poddać transformacji prąd płynący w uzwojeniach silnika z układu związanego ze statorem 0xy do układu związanego z wirnikiem 0dq poprzez macierz:

$$\begin{bmatrix} i_{4d} \\ i_{4q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(2\omega t) & \sin(2\omega t) \\ -\sin(2\omega t) & \cos(2\omega t) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} i_{4a} \\ i_{4b} \end{bmatrix} \quad (4)$$

Następnie podstawiając powyższe wyrażenia do równań ruchu opisujących zespół napędowy z samołożyskującym się silnikiem elektrycznym, otrzymuje się:

$$\begin{bmatrix} m & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 \\ 0 & 0 & J \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M'I_4 \cos(2\omega t + \Theta) & M'I_4 \sin(2\omega t + \Theta) & 0 & 0 \\ M'I_4 \sin(2\omega t + \Theta) & -M'I_4 \cos(2\omega t + \Theta) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -M' \sin(2\omega t) & M' \cos(2\omega t) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} i_{2a} \\ i_{2b} \\ i_{4d} \\ i_{4q} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} G_x \\ G_y \\ -M_0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

Na podstawie tej macierzy można zbudować model symulacyjny napędu rozruchowego z samołożyskującym się silnikiem elektrycznym w pakiecie Matlab-Simulink, który pozwala na wizualizację i identyfikację zjawisk zachodzących w takim układzie. Model napędu przedstawiono poniżej:



Rys. 9. Model symulacyjny samołożyskującego się silnika elektrycznego

WYNIKI SYMULACJI

W tabelicy 1 przedstawiono parametry użyte do przeprowadzenia symulacji zespołu rozruchowego z samołożyskującym się silnikiem elektrycznym w pakiecie Matlab-Simulink. Parametry te zostały wyliczone podczas projektowania stanowiska laboratoryjnego z tego typu silnikiem. Rysunek przedstawia model zespołu z pętlą sterowania. Symulacyjny model blokowy samołożyskującego się silnika elektrycznego przedstawiono na rys. 9.

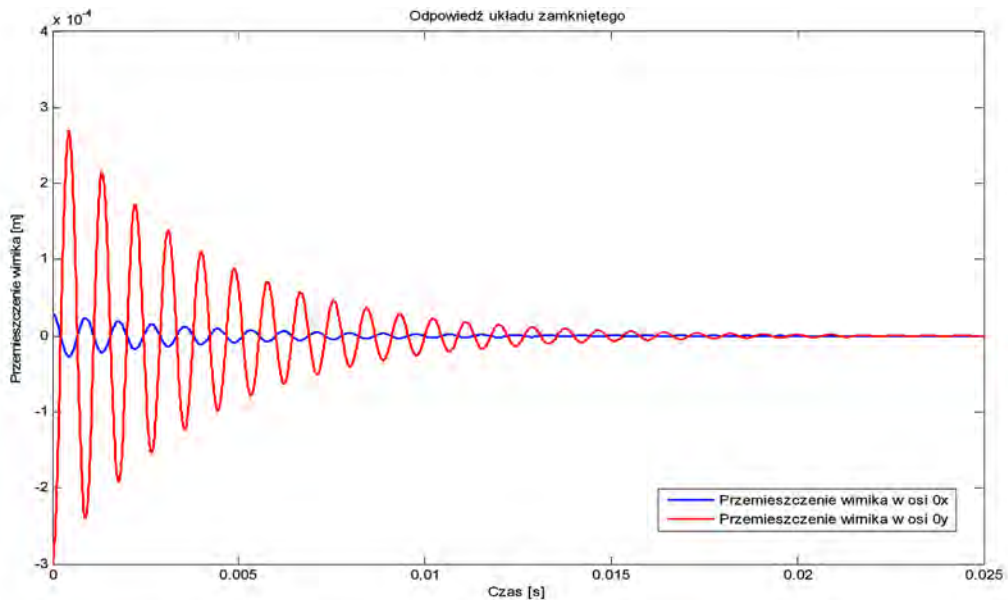
Samołożyskujący się silnik elektryczny ma trzy pętle sprzężenia zwrotnego (niebieskie linie i szary kolor bloków). Dwie pętle sprzężenia zwrotnego odpowiedzialne są za utrzymywanie wirnika w stanie lewitacji magnetycznej. Wyposażone są one w czujniki wiropądowe mierzące przemieszczenia wirnika w kierunku osi 0x i 0y i sygnał z nich podawany jest na regulatory PID w celu wypracowania odpowiednich sił nośnych. Trzecia pętla sprzężenia zwrotnego odpowiedzialna jest za regulację prędkości obrotowej. Użyty do tego celu regulator PI ma sygnał zwrotny z enkodera, który mierzy bieżącą prędkość obrotową.

System regulacji ma także w swojej strukturze bloki modulatoryjne, które są odpowiedzialne za modulowanie sił nośnych w funkcji prędkości obrotowej wirnika.

Tablica 1. Parametry do symulacji zespołu rozruchowego z samołożyskującym się silnikiem elektrycznym

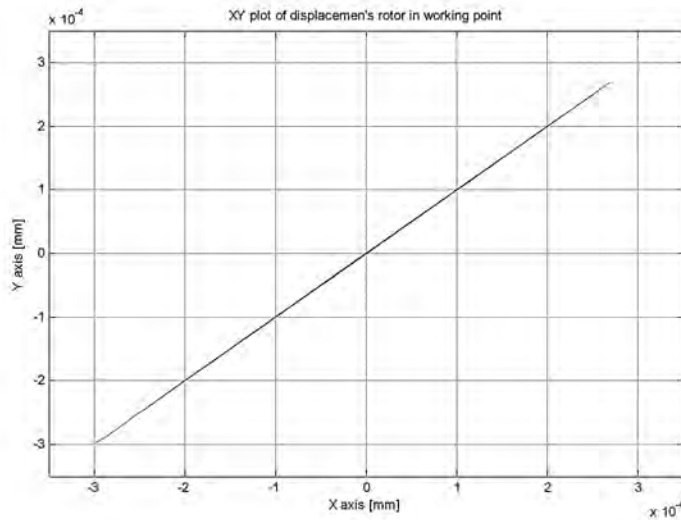
l	Długość osiowa wirnika	0,05 [m]
N_2	Liczba zwojów uzwojenia 2-wubiegunowego	30
N_4	Liczba zwojów uzwojenia 4-robiegunowego	60
r	Promień wirnika	50 [mm]
s	Szczelina powietrzna pomiędzy wirnikiem a statorem	0,3 [mm]
m	Masa wirnika	2 [kg]
i_0	Prąd punktu pracy	2 [A]
T_m	Stała mechaniczna maszyny	1,15
J	Masowy moment bezwładności	0,0025 [kg*m ²]
p	Liczba par biegunów	2

Na rys. 10 przedstawiono przemieszczenia wirnika po załączeniu zasilania napędu. Wirnik podnosi się z pozycji spoczynkowej do punktu pracy. Punkt pracy tego wirnika jest nominalnym położeniem wirnika w szczelinie powietrznej, kiedy to szczelina powietrzna pomiędzy wirnikiem a statorem wynosi 0,3 [mm].



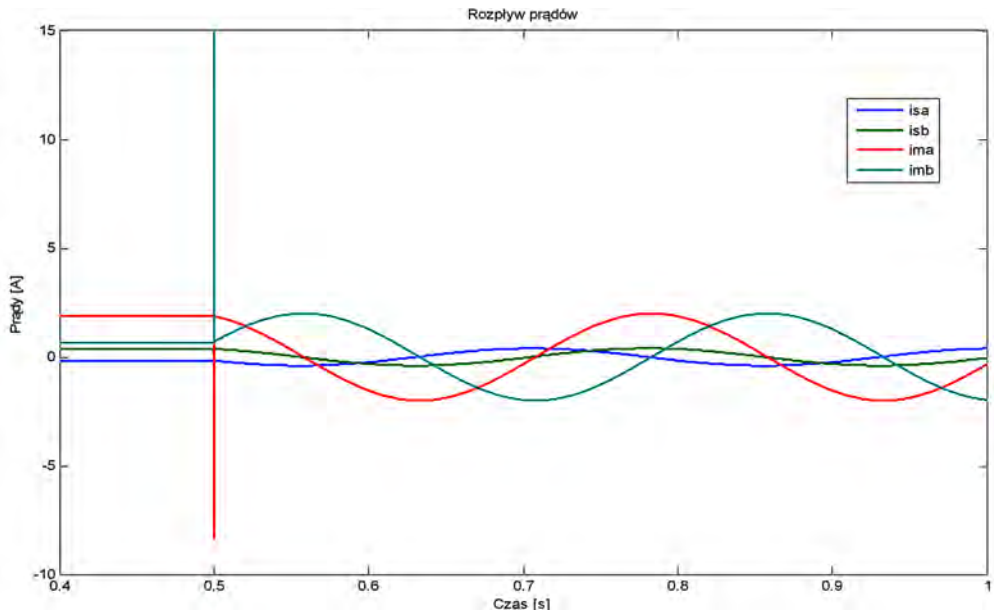
Rys. 10. Przebiegi przemieszczeń wirnika w punkcie pracy

Rys. 11 przedstawia wykres X-Y przemieszczenia wirnika w chwili podania napięcia zasilającego. Wirnik podnosi się z pozycji spoczynkowej.



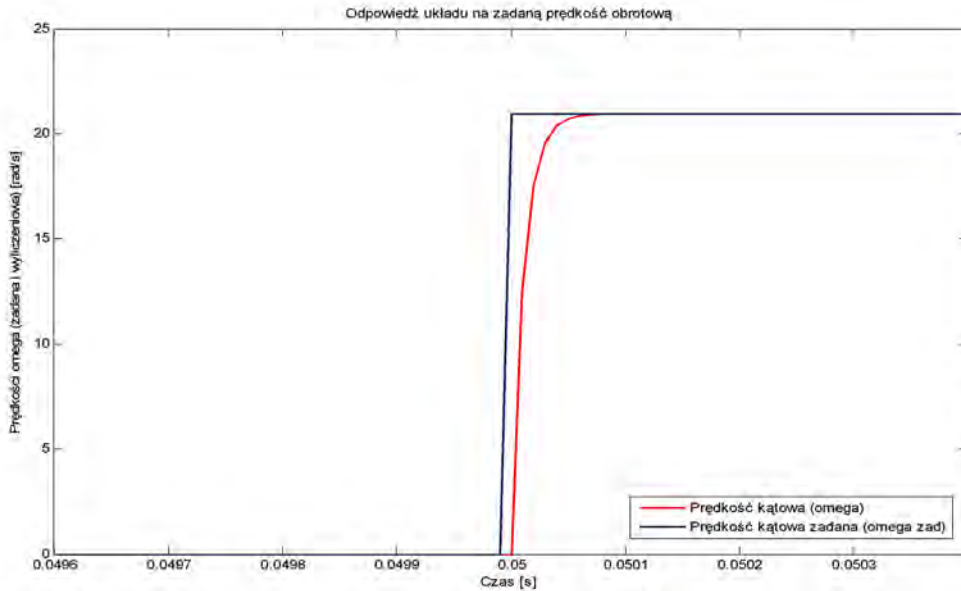
Rys. 11. Wykres X-Y przemieszczeń wirnika w punkcie pracy

Rys. 12 przedstawia rozkład prądów w warunkach zadanej prędkości obrotowej ($\omega=20$ [rad/s]). W uzwojeniach statora zaczynają płynąć sinusoidalnie zmienne prądy, kiedy zadana prędkość zostaje osiągnięta. Prądy związane z silnikiem (i_{sa} , i_{sb}) są modulowane przez prądy łożyskowe (i_{ma} , i_{mb}).



Rys. 12. Rozpływ prądów w uzwojeniach statora przy zadanej prędkości obrotowej $\omega=20$ [rad/s]

Odpowiedź układu na zadaną prędkość obrotową przedstawiono na rys. 13. Niebieskim kolorem oznaczono zadaną prędkość obrotową, natomiast kolorem czerwonym odpowiedź układu.



Rys. 13. Odpowiedź układu na zadaną prędkość obrotową

Wszystkie symulacje przeprowadzono na modelu dwufazowym. W celu przejścia model trójfazowy należy model dwufazowy przetransformować przez macierz (1) do modelu trójfazowego.

WNIOSKI I KIERUNKI DALSZYCH PRAC

Nowa koncepcja zespołu napędowego z zaprezentowanym powyżej samołożyskującym się silnikiem elektrycznym pozwoli wyeliminować negatywne cechy takich zespołów, jak: tarcie, nagrzewanie się elementów trących, uszkodzenia łożysk, itp.

Prezentowane podejście jest pomysłem nowatorskim i wymaga ono weryfikacji na stanowisku laboratoryjnym. Dlatego też kolejnym krokiem w naszych badaniach będzie weryfikacja modelu matematycznego i symulacyjnego na budowanym stanowisku laboratoryjnym z tego typu silnikiem.

Praca naukowa finansowana ze środków na naukę w latach 2009 – 2012 jako projekt badawczy z grantu o nr O N509 032736.

BIBLIOGRAFIA

- [1] I. Moir, A. Seabridge (2008) *Aircrafts systems. Mechanical, electrical and avionics subsystems integration. Third Edition*, John Wiley&Sons, Ltd.
- [2] S. L. Botten, CH. R. Whitley, A. D. King (2000) *Flight control actuation Technology for next – generation all – electric Aircraft*, Technology Review Journal, Millennium Issue.
- [3] A. Chiba, T. Fukao, O. Ichikawa, M. Oshima, M. Takemoto, D. Dorrell (2005). *Magnetic Bearings and Bearingless Drives*, Elsevier's Science Technology Rights Department in Oxford, UK.

-
- [4] Z. Gosiewski, K. Falkowski (2003) *Wielofunkcyjne łożyska magnetyczne*, Monografia nr 19 Biblioteki Naukowej Instytutu lotnictwa, Warszawa).
 - [5] M. Rahman, A. Chiba, T. Fukao (1995) *Principles and Development of Bearingless AC Motors*, IPEC, Yokohama, pp. 1334÷1339.
 - [6] Falkowski K., Gosiewski Z., Żokowski M (2008) *Introductory Analysis of the Bearingless Induction Motor*, The 4th International Conference Mechatronic Systems and Materials MSM 2008

BADANIA SPRĘŻAREK SILNIKÓW TURBINOWYCH

KRZYSZTOF KAWALEC

Instytut Lotnictwa

Streszczenie

Znajomość charakterystyk elementów przepływowych silnika turbinowego takich jak sprężarka, komora spalania i turbina jest niezbędna do prawidłowego zaprojektowania silnika odrzutowego czy śmigłowego oraz zaprogramowania działania układu paliwowego i sterowania silnika. Właściwe oprogramowanie układu sterowania zapewnia stabilną pracę silnika w całym zakresie jego pracy, a w szczególności nie pozwala na przekroczenie granicy pracy niestatecznej sprężarki przy akceleracji lub deceleracji niezależnie od prędkości zmiany położenia „dźwigni gazu” oraz warunków lotu. Przekroczenie granicy pracy niestatecznej sprężarki – (jej „pompaż”) -wietrznego.

Artykuł powstał z potrzeby podzielenia się z następnymi badaczami swoim doświadczeniem ukazując metodykę wyznaczania charakterystyk sprężarki wraz z podstawowymi zależnościami obliczeniowymi.

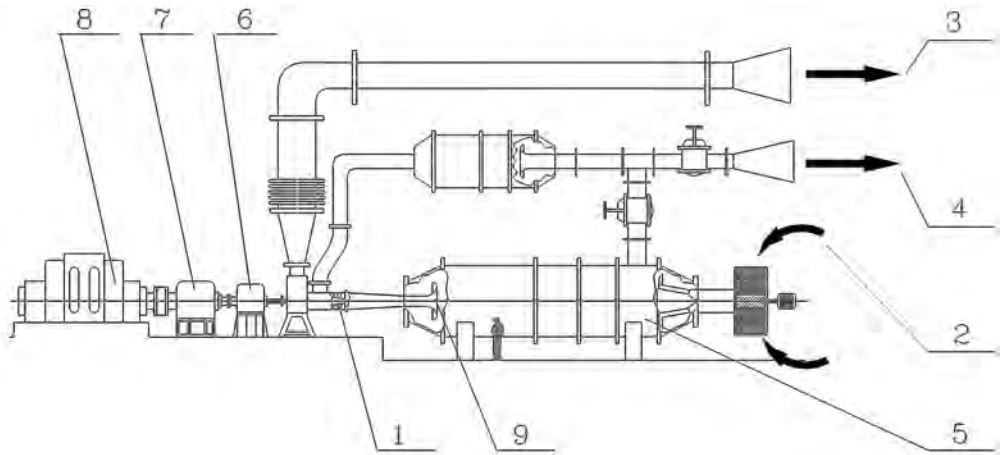
Słowa kluczowe: charakterystyki przepływowe sprężarki, zakres pracy silnika i lotu SP, akceleracja i deceleracja, optymalizacja współpracy sprężarki.

Charakterystykę sprężarki można wyznaczyć drogą obliczeniową, lecz wymaga to specjalistycznego i bardzo drogiego oprogramowania wymagającego uzupełnień dla konkretnej sprężarki oraz wieloletniego doświadczenia, a często wymaga również doświadczalnej weryfikacji – walidacji metod obliczeniowych.

Doświadczalne wyznaczenie charakterystyki sprężarki praktycznie nie jest możliwe w trakcie badań kompletnego silnika. Praktycznie możliwe jest tylko wyznaczenie charakterystyki w bardzo ograniczonym zakresie w pobliżu linii współpracy „sprężarka-turbina”.

Najlepszą sposobem wyznaczenia charakterystyki sprężarki oraz metodą walidacji programów obliczeniowych jest wyznaczenie jej na specjalistycznym stoisku badawczym, na którym możliwe jest utrzymanie dowolnej prędkości obrotowej badanej sprężarki przy jednoczesnej zmianie jej warunków pracy.

Schemat stoiska do badań sprężarek pokazany jest na rys. 1. W ILot sprężarka badawcza (1) napędzana jest silnikiem prądu stałego (8) o mocy 2,25 MW i maksymalnej prędkości obrotowej 600 obr/min poprzez przekładnię wolnobieżną (7) oraz szybkobieżną (6) z wymiennym kompletem kół zębatach, co umożliwia osiągnięcie maksymalnej prędkości obrotowej badanej sprężarki do ok. 16 600, 32 100 lub 44 600 obr/min. Układ sterowania napędem umożliwia utrzymanie stałej prędkości obrotowej niezależnie od obciążenia nie przekraczającego jego maksymalnej wartości.



Rys. 1. Schemat stoiska do badań sprężarek: 1- Sprężarka badawcza, 2- Wlot powietrza, 3- Wylot powietrza, 4- Pomocniczy wylot powietrza, 5- Barokomorza, 6- Przekładnia szybkobieżna, 7- Przekładnia wolnobieżna, 8- Silnik elektryczny, 9- Lemniskata pomiarowa

Powietrze zasysane poprzez wlot (2) przepływa przez barokomorę (5) uporządkowującą przepływ, umieszczoną w niej lemniskatą (9) służącą do pomiaru masowego natężenia przepływu przy względnie małych oporach przepływu, sprężane jest przez sprężarkę badawczą (1) i wypływa poprzez wylot (3).

Na wlocie do barokomorzy umieszczona jest dławica umożliwiająca uzyskanie podciśnienia co pozwala badać sprężarki o większym zapotrzebowaniu mocy niż moc zainstalowanego napędu elektrycznego. Podciśnienie w barokomorze realizowane jest przez sprężarkę badawczą, a jego wartość jest ograniczona ciśnieniem statycznym na wylocie, które nie może być niższe od ciśnienia atmosferycznego. Kolejnym ograniczeniem podciśnienia w barokomorze jest wartość ok. 50 000 Pa (0.5 bara). Przy większym podciśnieniu na wlocie do sprężarki wyniki badań przestają być wiarygodne, co wynika z braku zachowania warunków podobieństwa.

Za badaną sprężarką umieszczona jest dławica umożliwiająca wyznaczenie danej gałęzi charakterystyki sprężarki od punktu maksymalnego oddławienia (maksymalnej przepustowości i minimalnego sprężu) aż do granicy pracy niestatecznej (pompażu). Dławica jest urządzeniem działającym stosunkowo wolno i z tego względu pomiędzy sprężarką i dławicą umieszczony jest szybko działający zawór przeciwpompażowy umożliwiający natychmiastowe wyprowadzenie sprężarki z pompażu poprzez jego otwarcie.

W celu wyeliminowania wpływu warunków atmosferycznych na wyniki badań sprężarki redukuje się je do warunków normalnych tzn. $T=288.15 [K]$, $p_c=101325[Pa]$ (760[mm Hg]).

Zredukowaną prędkość obrotową oraz zredukowane masowe natężenie przepływu wyznacza się z zależności:

$$\bar{n}_{zr} = \bar{n} \sqrt{\frac{288.15}{T_{c1}}}; \quad \dot{m}_{zr} = \dot{m} \frac{101325}{p_{c1}} \sqrt{\frac{T_{c1}}{288.15}}$$

gdzie:

\bar{n}_{zr} [%] - zredukowana względna prędkość obrotowa sprężarki;

\bar{n} [%] - rzeczywista względna prędkość obrotowa sprężarki;

T_{c1}	[K]	- temperatura całkowita powietrza na wlocie do sprężarki (w barokomorze);
\dot{m}_{zr}	[kg/s]	- zredukowane masowe natężenie przepływu powietrza na wlocie do sprężarki;
\dot{m}	[kg/s]	- masowe natężenie przepływu powietrza na wlocie do sprężarki;
P_{c1}	[Pa]	- ciśnienie całkowite powietrza na wlocie do sprężarki (w barokomorze)

Badania sprężarki prowadzi się dla wybranych zredukowanych prędkości obrotowych ustalając rzeczywistą prędkość obrotową na podstawie mierzonej temperatury całkowitej powietrza w barokomorze.

Znając spodziewane zapotrzebowanie mocy dla danej sprężarki badawczej dobierane jest odpowiednie podciśnienie w barokomorze.

Dla ustalonej zredukowanej prędkości obrotowej $\bar{n}_{zr} = const$ badania zaczyna się przy całkowicie otwartej dławicy na wylocie sprężarki – maksymalnej przepustowości i minimalnym sprężu dokonując stosownych pomiarów. Kolejne pomiary wykonuje się po częściowym przydławieniu przepływu przez sprężarkę, czyli przymknięciu dławicy za sprężarką, aż do osiągnięcia granicy pracy statecznej. Przydławianie przepływu przez sprężarkę powoduje wzrost ciśnienia za sprężarką i stopniowe zmniejszanie się masowego natężenia przepływu w trakcie wyznaczania gałęzi charakterystyki. Podczas badań monitorowane jest ciśnienie za sprężarką – szczególnie starannie gdy spodziewane jest osiągnięcie granicy pracy statecznej gdyż tylko ten zapis wyznacza punkt pomiarowy. Wynika to z faktu, że sprężarkę trzeba niezwłocznie wyprowadzić z pompażu poprzez bardzo szybkie oddławienie przepływu (otwarcie zaworu przeciwpompażowego) i nie ma czasu na dokonywanie kolejnych zapisów pomiarów. Po osiągnięciu granicy pracy statecznej przepływ za sprężarką należy całkowicie oddławić, a po całkowitym otwarciu dławicy zawór przeciwpompażowy zamknąć. Następnie cykl badań jest powtarzany dla tej samej lub kolejnej prędkości obrotowej.

Niedopuszczalne są zmniejszania prędkości obrotowej przed całkowitym oddławieniem przepływu za sprężarką, gdyż może to skutkować wprowadzeniem sprężarki głęboko w zakres pracy niestatecznej - co może grozić trwałym uszkodzeniem obiektu badań. Nie wolno też zapomnieć o zamknięciu zaworu przeciwpompażowego przed rozpoczęciem wyznaczania kolejnej gałęzi charakterystyki.

Spręż całkowity sprężarki π_{cs} oraz jej całkowitą sprawność η_{cs} w danym punkcie pomiarowym można obliczyć mierząc ciśnienia całkowite oraz temperatury całkowite przed sprężarką p_{c1}, T_{c1} (w barokomorze) i za sprężarką p_{c2}, T_{c2} (przed dławicą):

$$\pi_{cs} = \frac{p_{c2}}{p_{c1}}; \quad \eta_{cs} = \frac{\pi_{cs}^{\frac{k-1}{k}}}{\frac{T_{c2}}{T_{c1}} - 1}$$

Natomiast określenie masowego natężenia przepływu powietrza na wlocie do sprężarki dokonuje się wykorzystując lemniskatę pomiarową składającą się z krzywoliniowego odcinka wlotowego, cylindrycznego kanału pomiarowego i kanału dolotowego do badanej sprężarki. Określenie masowego natężenia przepływu w lemniskacie pomiarowej polega na wykorzystaniu jej szczególnej właściwości, t.j. stałego pola prędkości (ciśnień statycznych) w kanale pomiarowym w odległości 0.3÷0.5 średnicy mierzonej od końca krzywoliniowego odcinka

wlotowego. Znając średnicę kanału pomiarowego $d[m]$ oraz mierząc różnicę ciśnień statycznego i całkowitego powietrza przy ścianie kanału $H_{rz}[Pa]$ zredukowane masowe natężenie przepływu powietrza $\dot{m}_{zr} = f(H)_{rz}$ w lemniskacie pomiarowej można określić z zależności gazodynamicznych:

$$\dot{m}_{zr} = A \lambda \varepsilon(\lambda)$$

gdzie:

$$A = P_c \sqrt{\frac{2k}{k+1} \frac{1}{R_G T_c}} \frac{\pi d^2}{4} K_G; \lambda = \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left(1 - \left(\frac{P_{c1} - H_{rz}}{P_{c1}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right)}; \varepsilon(\lambda) = \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2 \right)^{\frac{1}{k-1}}$$

przy:

$$k = 1.4$$

$$T_c = 288.15 [K]$$

$$p_c = 101325 [Pa]$$

$$R_G = 287.053 \left[\frac{J}{kg K} \right]$$

$$K_G = 0.995$$

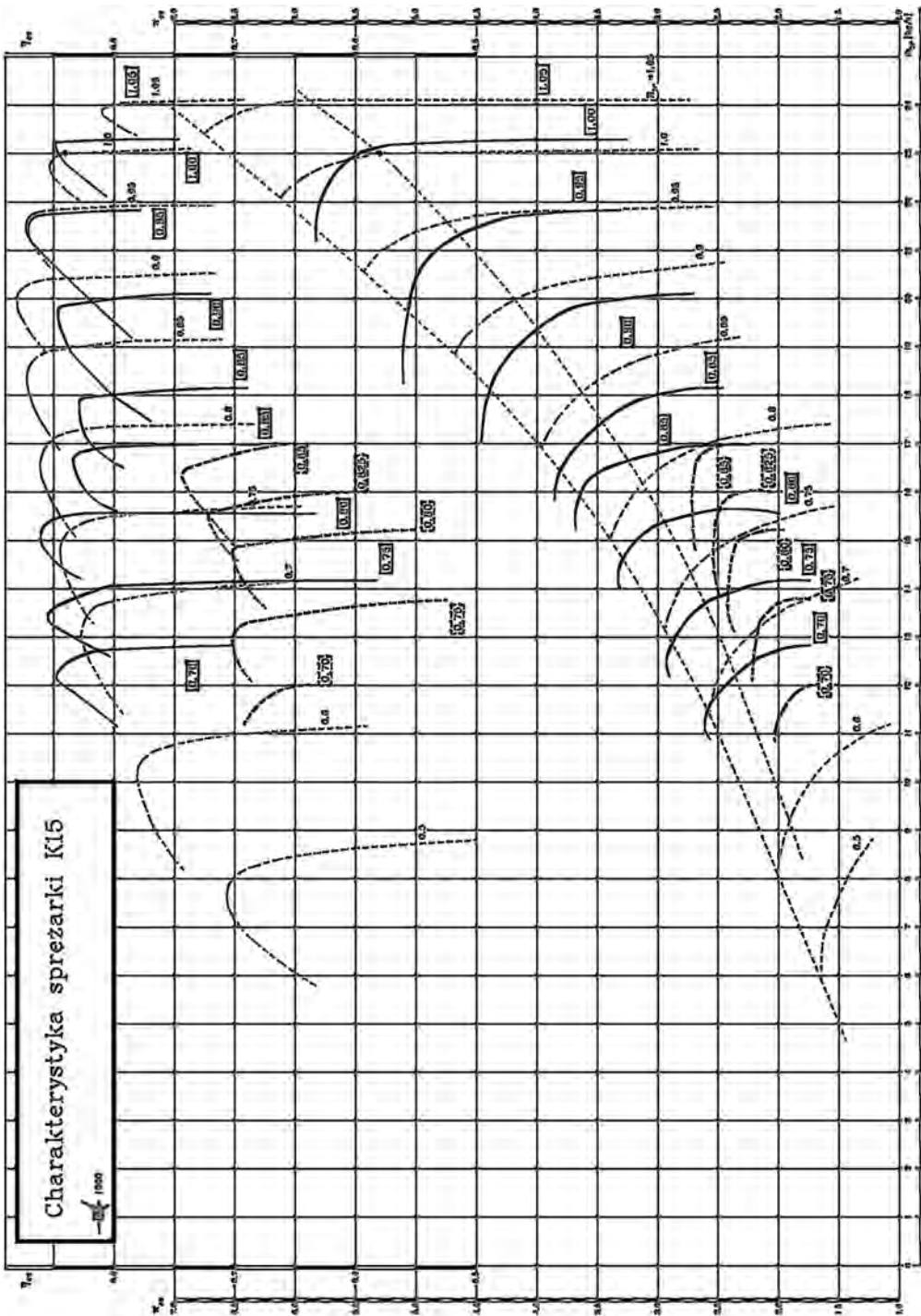
$p_{c1} [Pa]$ - aktualne ciśnienie całkowite panujące w barokomorze

Przed rozpoczęciem prób konieczne jest wzorcowanie lub przynajmniej sprawdzenie poszczególnych przetworników i torów pomiarowych przewidzianych do pomiarów parametrów badawczych sprężarki. W celu możliwości eliminacji błędnych wyników pomiary poszczególnych parametrów sprężarki są zwielokrotniane i realizowane niezależnymi torami pomiarowymi, a wyniki weryfikowane po każdej serii prób. Sprawdzenie układów pomiarowych realizowane jest również przed każdą serią badań szczególnie gdy stwierdzone zostały nieprawidłowości.

W trakcie badań konieczne jest monitorowanie szeregu dodatkowych parametrów pracy zarówno sprężarki jak i samego stoiska badawczego takich jak poziomy dopuszczalnych drgań, ciśnień i temperatur układów smarowania oraz układów chłodzenia, co wymaga wyszkolonego i zgranego zespołu, gdzie każdy zna swoje zadania lecz jednocześnie w razie potrzeby może zastąpić innego uczestnika badań.

Wyniki badań zazwyczaj przedstawiane są w postaci wykresu zależności sprężu całkowitego sprężarki π_{cs} i sprawności całkowitej sprężarki η_{cs} w funkcji zredukowanego masowego natężenia przepływu \dot{m}_{zr} dla danych zredukowanych względnych (lub bezwzględnych) prędkości obrotowych \bar{n}_{zr} (lub n_{zr}).

Na rys. 2 przedstawiono wyniki badań sprężarki silnika K15 zaprojektowanego w ILot na tle obliczeniowej charakterystyki sprężarki. Pogrubione linie przedstawiają charakterystykę badawczą. Pogrubione linie ciągłe wyznaczone są przy zamkniętym zaworze upustowym znajdującym się za trzecim stopniem sprężarki, natomiast pogrubione linie przerywane wyznaczone są przy otwartym zaworze upustowym. Linie cienkie przerywane przedstawiają obliczeniową charakterystykę sprężarki, obliczeniową linię współpracy „sprężarka-turbina” oraz obliczeniową granicę pracy statecznej. Na wykresie pokazane jest również położenie punktu obliczeniowego.



Rys. 2. Badawcza charakterystyka sprężarki K15 z otwartym (linia pogrubiona przerywana) i zamkniętym zaworem upustowym (linia ciągła pogrubiona) na tle charakterystyki obliczeniowej (linia cienka przerywana)

W punkcie obliczeniowym sprężarka silnika K15 pobiera 4,5 MW mocy, co wobec mocy silnika napędzającego sprężarkę 2,25 MW wymagało maksymalnie możliwego poddławienia przepływu przez barokomorę i sprężarkę.

Rozbieżności pomiędzy charakterystyką badawczą i obliczeniową pomimo iż wyniki badań obarczone są także błędami świadczą o niedoskonałości metod obliczeniowych, które były dostępne w Instytucie Lotnictwa na etapie projektowania silnika K15, a brak funduszy uniemożliwił ich dopracowanie i nie pozwolił na określenie wpływu niedokładności na etapie produkcyjnym elementów sprężarki ze szczególnym uwzględnieniem rzeczywistych odchyłek kształtów łopatek na charakterystykę sprężarki.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Balicki W. [i inni]: Lotnicze silniki turbinowe, konstrukcja – eksploatacja – diagnostyka, Część , Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa 2010.
- [2] Dźygadło Z. [i inni]: Zespoły wirnikowe silników turbinowych w: „Napędy lotnicze”, WKiŁ, Warszawa 1982.
- [3] Archiwum ILOT: Raporty i Sprawozdania z badań

ANALIZA DRGAŃ WAŁU DOPROWADZAJĄCEGO NAPĘD DO PRZEKŁADNI OGONOWEJ ŚMIGŁOWCA ULTRALEKKIEGO

WITOLD PERKOWSKI

Instytut Lotnictwa

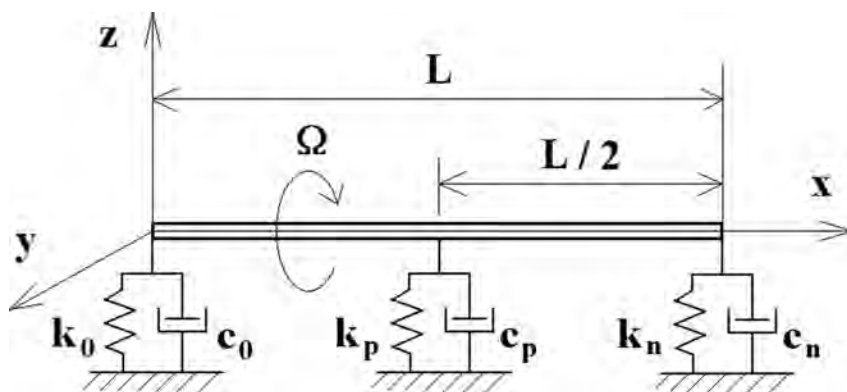
Streszczenie

W artykule przedstawiono model obliczeniowy do wyznaczania krytycznych prędkości obrotowych oraz analizy amplitudy drgań wału doprowadzającego napęd do przekładni ogonowej ultralekkiego śmigłowca o masie startowej ok. 800 kg. Zaprezentowano niektóre, otrzymane wyniki obliczeń, przy czym zasadniczo skupiono się na nadkrytycznym wale dwupodporowym (podpory na końcach) z tarciovym, szczelinowym tłumikiem drgań giętnych, ale pokazano też pewne wyniki analizy dla wału z trzema podporami, z podporą środkową o liniowej lub nieliniowej sprężystości.

Słowa kluczowe: modele obliczeniowe częstotliwości i amplitudy drgań wału, tłumiki drgań, wymuszenia drgań, wielopodporowość wału, wpływ podatności podpór na drgania wału.

1. MODEL OBLICZENIOWY

Wał dzieli się na n odkształcalnych elementów (odcinków) belkowych. Każdy z elementów charakteryzują następujące parametry: długość, moduł Younga, gęstość, geometryczne momenty bezwładności przekroju poprzecznego, niewyważenie w postaci mimośrodów (odległość pomiędzy środkiem masy przekroju poprzecznego a środkiem geometrycznym tego przekroju) oraz tłumienie zewnętrzne. Na krawędziach (końcach) każdego z elementów mogą znajdować się sprężysto-tłumiące podpory. Równania ruchu elementów wyprowadzono z zasady prac wirtualnych [1], [3], [7]. Przemieszczenia elementów wału rozpatrywano w nieruchomym, prostokątnym, lewoskrętnym układzie współrzędnych $Oxyz$ (Rys. 1), w którym oś x pokrywa się z osią nieodkształconego wału (elementy sprężysto-tłumiące, symbolizujące podpory, pokazano jedynie w płaszczyźnie Oxz - analogiczne występują w płaszczyźnie Oxy). Analizowane były drgania wału z trzema podporami, ze środkową podporą o liniowej lub nieliniowej sprężystości, bez tłumika drgań i z nieliniowym, tarciovym tłumikiem drgań. Siłę ciężkości pominięto.



Rys. 1. Model wału do obliczeń częstotliwości drgań własnych

2. DRGANIA LINIOWE WAŁU W STANACH USTALONYCH

Obliczenia polegały na wyznaczeniu za pomocą programu MES kilku pierwszych częstości kołowych drgań własnych wału (Rys. 1), w zależności od sztywności środkowej podpory k_p . Przyjęto, że podpory są izotropowe, przegubowe i nie ma tłumienia ($c_t = c_0 = c_n = c_p = 0$). Parametry struktury wału są następujące (wyróżniono główne parametry, jednakowe w całym, tu przedstawionym opracowaniu):

$L = 3,32$	[m]	- długość,
$r = 2700$	[kg/m ³]	- gęstość,
$A = 0,00022$	[m ²]	- pole przekroju poprzecznego,
$E = 0,7 \cdot 10^{11}$	[Pa]	- moduł Younga,
$I = 59,3 \cdot 10^{-9}$	[m ⁴]	- geometryczny, giętny moment bezwładności przekroju,
$k_0 = k_n = 10^6$	[N/m]	- sztywność podpór zewnętrznych,
$c_0 = c_n = c_p = 0$	[Ns/m]	- współczynniki tłumienia w podporach,
$k_p = 10^0, 10^9$	[N/m]	- sztywność podpory środkowej (parametr),
$c_t = 0$	[Ns/m ²]	- tłumienie zewnętrzne na jednostkę długości wału.

Rozważany wał jest „giętki” – charakteryzuje go niewielka sztywność giętna w porównaniu ze sztywnością podpór zewnętrznych.

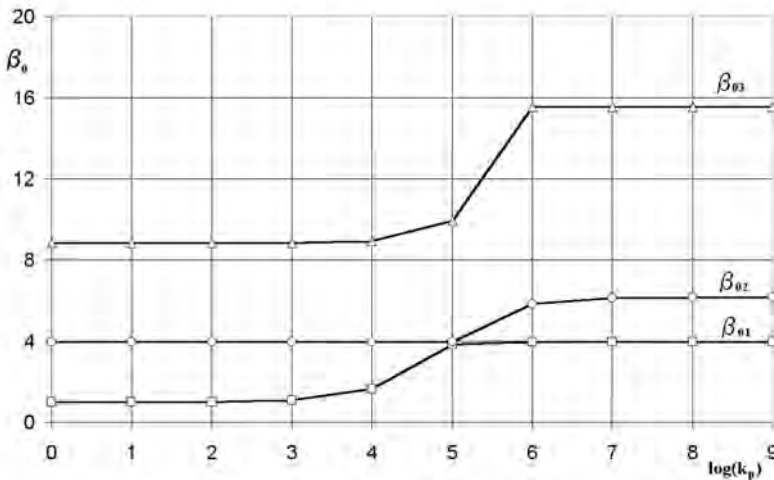
Wygodnie jest wprowadzić odniesieniową częstość kołową drgań wału w postaci pierwszej, kołowej częstości drgań belki jednorodnej o podanych wyżej parametrach materiałowo-geometrycznych, podpartej na końcach, w 2 podporach nieskończenie sztywnych. Wyznacza się ją z zależności [3], [5], [6]:

$$\Omega_0 = \frac{\pi^2}{L^2} \sqrt{\frac{EI}{\rho A}}$$

Dla podanych wyżej parametrów wału W_0 wynosi 74,85 rad/s. Do analizy MES wał podzielono na 6 elementów skończonych równej długości, a wyniki przedstawiono w Tab. 1 i na Rys. 2. Kolejne częstości kołowe drgań wału rzeczywistego (z uwzględnieniem skończonej sztywności podpór oraz ew. tłumienia) oznaczono odpowiednio: ω_{01} , ω_{02} , ω_{03} .

Tab. 1. Bezwymiarowe częstości kołowe drgań własnych wału w funkcji sztywności podpory środkowej k_p (sztywność podpór skrajnych: $k_0 = k_n = 10^6$ N/m, $\Omega_0 = 74,85$)

k_p [N/m]	$\beta_{01} = \omega_{01} / \Omega_0$	$\beta_{02} = \omega_{02} / \Omega_0$	$\beta_{03} = \omega_{03} / \Omega_0$
10^0	1,00	3,97	8,84
10^1	1,00	3,97	8,84
10^2	1,01	3,97	8,84
10^3	1,08	3,97	8,85
10^4	1,66	3,97	8,94
10^5	3,83	3,97	9,94
10^6	3,97	5,84	15,5
10^7	3,97	6,14	15,55
10^8	3,97	6,17	15,55
10^9	3,97	6,17	15,55



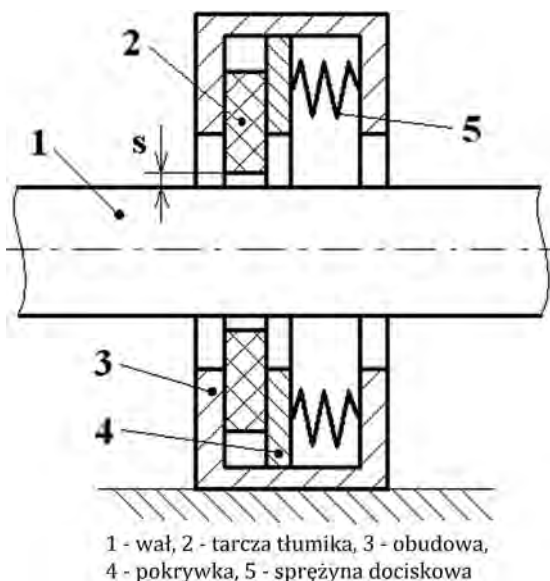
Rys. 2. Bezwymiarowe częstości kołowe drgań własnych wału w funkcji sztywności k_p

Jak widać na Rys. 2, przy małej sztywności podpory środkowej, wał jest belką jednoprzęsłową, której kolejne częstotliwości drgań własnych mają się do siebie w przybliżeniu tak, jak kwadraty kolejnych liczb naturalnych (miałyby się do siebie dokładnie jak 1 : 4 : 9... gdyby nie było podpory środkowej, a sztywność podpór zewnętrznych była nieskończenie duża). Gdy sztywność podpory środkowej jest większa lub równa sztywności podpór zewnętrznych ($k_p \geq 10^6$ N/m), wał staje się belką dwuprzęsłową. Jeżeli k_p leży w przedziale $10^4 \div 10^6$ N/m, a zwłaszcza gdy jest bliskie 10^5 N/m, występuje obszar przejściowy, w którym można się spodziewać ciekawych efektów, gdyż wał w zależności od dodatkowych czynników (np. nieliniowość sprężystości podpory środkowej, dodanie tłumienia albo siły wzdłużnej), może się zachowywać zarówno jak belka jednoprzęsłowa jak i dwuprzęsłowa. Widać to dobrze na przebiegu β_{01} i β_{02} - przy małej sztywności podpory środkowej są to odpowiednio pierwsza i druga kołowe częstości drgań belki jednoprzęsłowej, ale w miarę wzrostu sztywności tej podpory β_{01}

rośnie, osiąga tę samą wartość co β_{02} i staje się pierwszą częstotliwością kołową drgań belki dwuprzęsłowej. Gdy sztywność podpory środkowej zrówna się ze sztywnościami podpór skrajnych, dalsze jej zwiększanie nie powoduje już istotnych zmian częstotliwości drgań wału.

3. OPIS MODELU TŁUMIKA TARCIOWEGO

W celu ograniczenia amplitudy drgań rozważanego wału dla śmigłowca ultralekkiego, opracowano prosty konstrukcyjnie, tarciový tłumik drgań giętych wału. Szkic konstrukcyjny tego tłumika przedstawia Rys. 3. Zasadniczym elementem tłumika jest tarcza (2) z centralnym otworem o średnicy znacznie (o kilka milimetrów) większej od średnicy wału (1). Tarcza (2) jest przez sprężyny dociskowe (5) zaciśnięta między obudową tłumika (3) i pokrywką (4). Poprzez zmianę napięcia sprężyn (5), zmienia się siłę tarcia suchego na powierzchniach bocznych tarczy (2), stanowiącą siłę oporu, stawianego przez tłumik usiłującemu go przemieścić wałowi¹. W modelu tłumika pominięto bezwładność i ciężar jego tarczy oraz podatność zamocowania jego obudowy.



Rys. 3. Szkic konstrukcyjny tarciový tłumika drgań wału

Tłumik opisują następujące parametry:

- F_r [N] - siła oporu tłumika,
- S [m] - szczelina w tłumiku,
- H_s [m] - grubość warstwy sprężystej²,
- μ [1] - współczynnik tarcia wał-tłumik³.

Opis modelu matematycznego takiego tłumika znaleźć można w pracach [2], [4].

¹Tarcza prototypowego tłumika została wykonana z teflonu, aby zmniejszyć tarcie na styku wał-tłumik, a tym samym zmniejszyć zużycie kontaktujących się powierzchni oraz zmniejszyć wymuszenie drgań wywołane tym tarcieniem (efekt struny i smyczka).

²Wprowadzenie strefy sprężystej w otworze tarczy tłumika jest koniecznym „chwytem” obliczeniowym, gdyż pozwala na stopniowe „rozwijanie się” siły oddziaływania wał-tłumik, co umożliwia jej wyznaczenie; strefa ta ma również sens fizyczny (sprężystość tarczy tłumika).

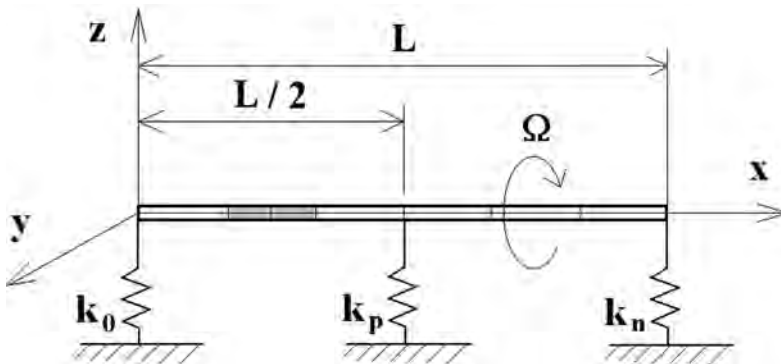
³W prezentowanych w niniejszym artykule symulacjach współczynnik tarcia wał-tłumik pominięto.

4. WPŁYW SZTYWNOŚCI ŚRODKOWEJ PODPORY NA DRGANIA WAŁU BEZ TŁUMIKA I Z TŁUMIKIEM

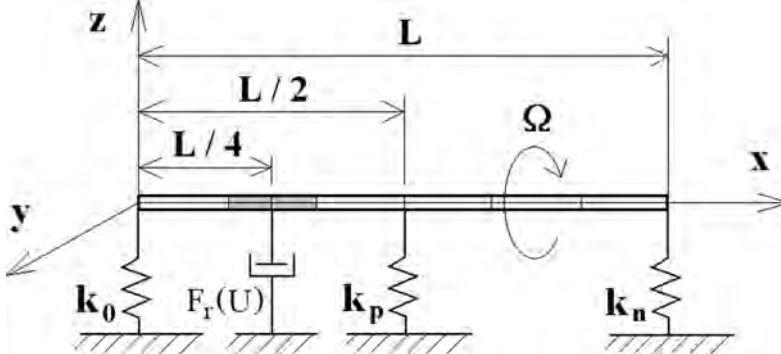
Najpierw symulowano drgania wału bez tłumika (Rys. 4), o głównych parametrach opisanych w p. 2, przy czym wprowadzono niewielkie tłumienie zewnętrzne $c_t = 0,5 \text{ Ns/m}^2$, a sztywność podpory środkowej zmieniano w granicach $10^4 \div 10^6 \text{ N/m}$. Wprowadzono niewyważenie wału w postaci mimośrodów 1 mm, na odcinku od $1/4$ do $1/3$ długości wału - przyjęto taki rozkład niewyważenia, aby mogły pojawić się trzy pierwsze rezonanse wału.

Na dalszych rysunkach, przedstawiających wał na podporach, niewyważony odcinek został wyróżniony kolorem szarym. W symulacjach prędkość obrotowa wału Ω , rosła od 0 do 1200 rad/s ze stałym przyspieszeniem $\varepsilon = 10 \text{ rad/s}^2$. Wprowadzono bezwymiarową prędkość obrotową wału $\beta = \Omega/\Omega_0$, odnosząc jego prędkość obrotową Ω do odniesieniowej częstości kołowej drgań wału Ω_0 , opisanej w p. 2. W związku z tym, w symulacjach, bezwymiarowa prędkość obrotowa wału rosła od 0 do 16. Symulacje powtórzono, wyposażając wał w tłumik tarcowy, usytuowany w jednej czwartej długości wału (w połowie elementu niewyważonego - Rys. 5), o następujących parametrach: $F_r = 32 \text{ N}$, $S = 0,002 \text{ m}$, $H_s = 0,0002 \text{ m}$.

Dobrano tłumik o szczelinie wystarczająco dużej⁴ żeby wał mógł z niego „wyjść” i o sile oporu wystarczająco dużej by miało to wpływ na amplitudę drgań w trzech pierwszych rezonansach wału.



Rys. 4. Model wału trzypodporowego z podporami liniowymi

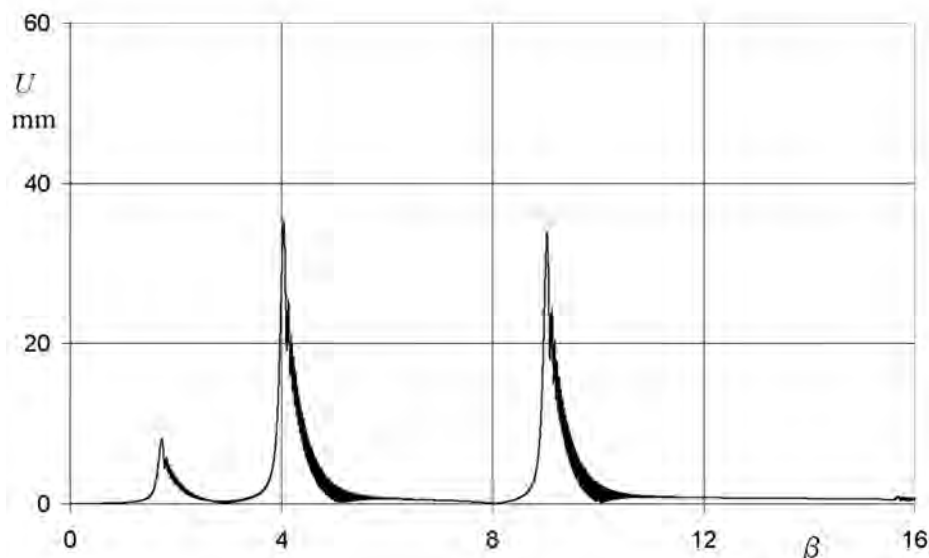


Rys. 5. Model wału trzypodporowego z podporami liniowymi i tarcowym tłumikiem drgań giętych w $1/4$ długości

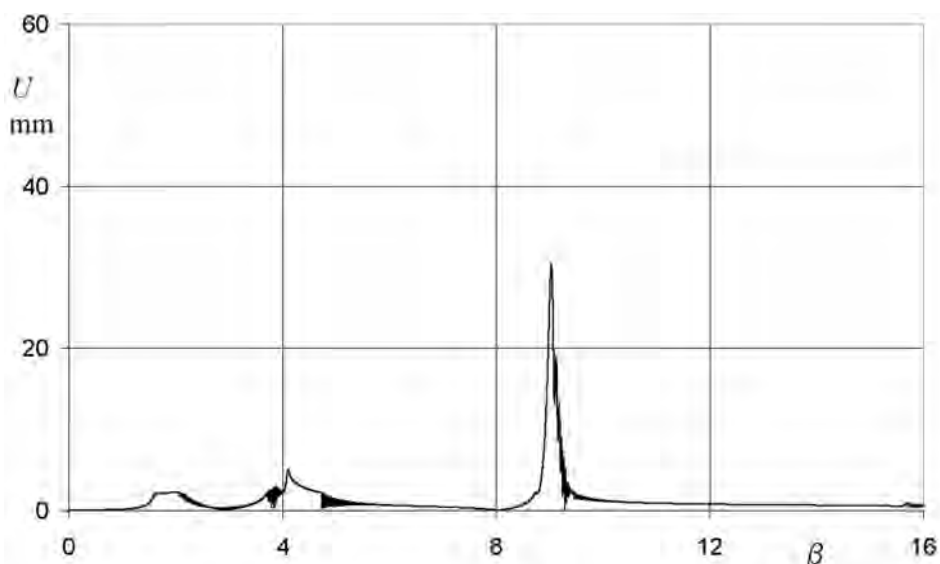
⁴ Ustalono wcześniej na drodze symulacji (potwierdzono to również eksperymentalnie), że zbyt mała szczelina s w tłumiku opisanego typu powoduje, że wał po przejściu rezonansu nie opuszcza tłumika przechodząc do wirowania swobodnego, co zwiększa jego drgania.

Wyniki symulacji, w postaci wypadkowego ugięcia wału U (inaczej amplituda drgań) w płaszczyźnie działania tłumika, a więc w $1/4$ długości wału (Rys. 5), dla trzech sztywności środkowej podpory ($k_p = 10^4, 10^5, 10^6$ N/m), przedstawiono na Rys. 6...11.

W celu uwypuklenia wpływu zastosowanego tłumika tarcowego na zachowanie się wału, wyniki symulacji przedstawione na Rys. 6...11, prezentowane są na przemian dla wału bez tłumika (rysunki górne) i dla wału z tłumikiem (rysunki dolne), czyli usytuowane są względem siebie tak, jak odpowiadające im powyższe rysunki modeli wałów. Przedstawione przebiegi omawiane są na bieżąco – po każdej parze.

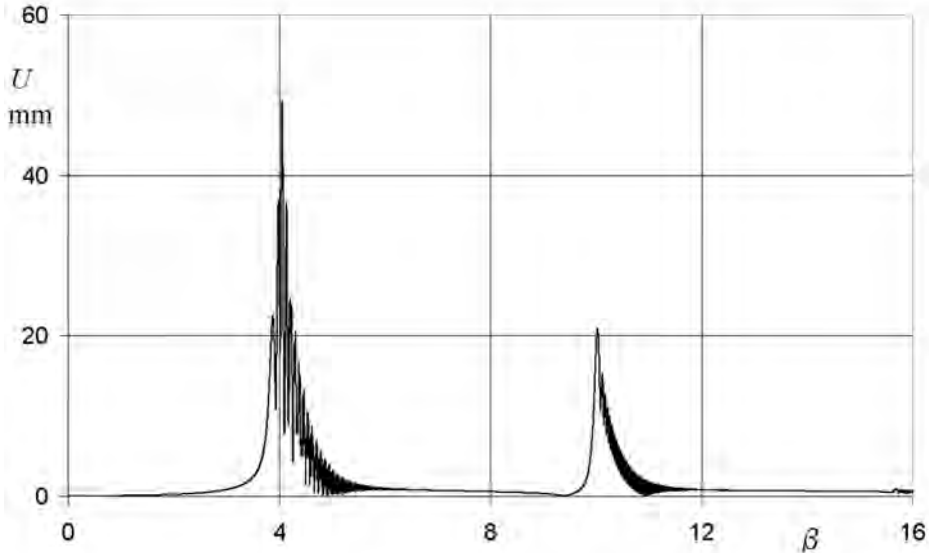


Rys. 6. Przebieg $U(\beta)$ w punkcie $x = 0,25L$; $k_p = 10^4$ N/m; $\beta = 0 \rightarrow 16$

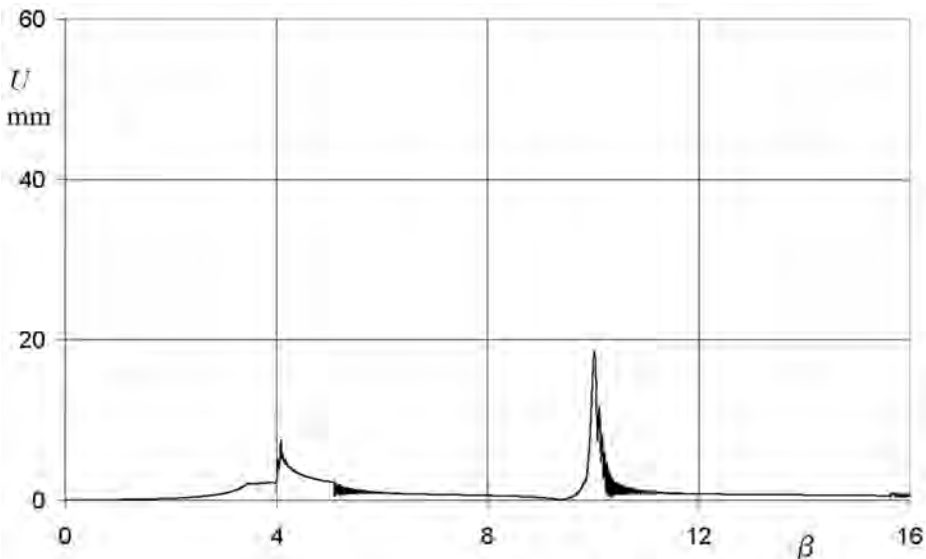


Rys. 7. Przebieg $U(\beta)$ w punkcie $x = 0,25L$; $k_p = 10^4$ N/m; tłumik: $Fr = 32$ N, $S = 0,002$ m, $H_s = 0,0002$ m; $\beta = 0 \rightarrow 16$

Jak widać na powyższej parze rysunków wał zachowuje się jak belka jednoprzęsłowa, ale z wyraźnie przesuniętym w prawo pierwszym rezonansem. Tłumik praktycznie „zniwelował” drgania wału w pierwszym i drugim rezonansie i nieznacznie osłabił drgania wału w rezonansie trzecim (energia wału była już zbyt duża), gładko „wychodząc” z tłumika po każdym z rezonansów.



Rys. 8. Przebieg $U(\beta)$ w punkcie $x = 0,25L$; $k_p = 10^5 \text{ N/m}$; $\beta = 0 \rightarrow 16$

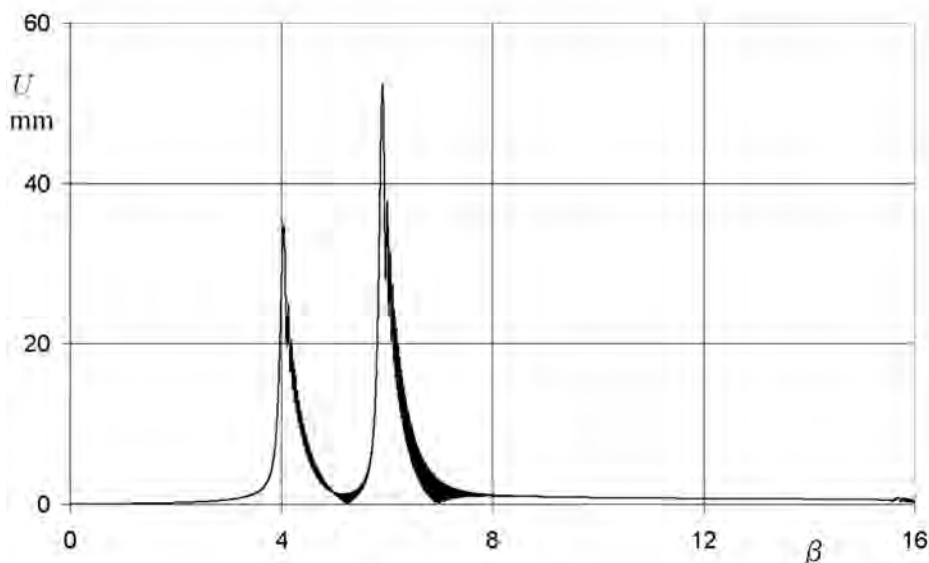


Rys. 9. Przebieg $U(\beta)$ w punkcie $x = 0,25L$; $k_p = 10^5 \text{ N/m}$; tłumik: $F_r = 32 \text{ N}$,
 $S = 0,002 \text{ m}$, $H_s = 0,0002 \text{ m}$; $\beta = 0 \rightarrow 16$

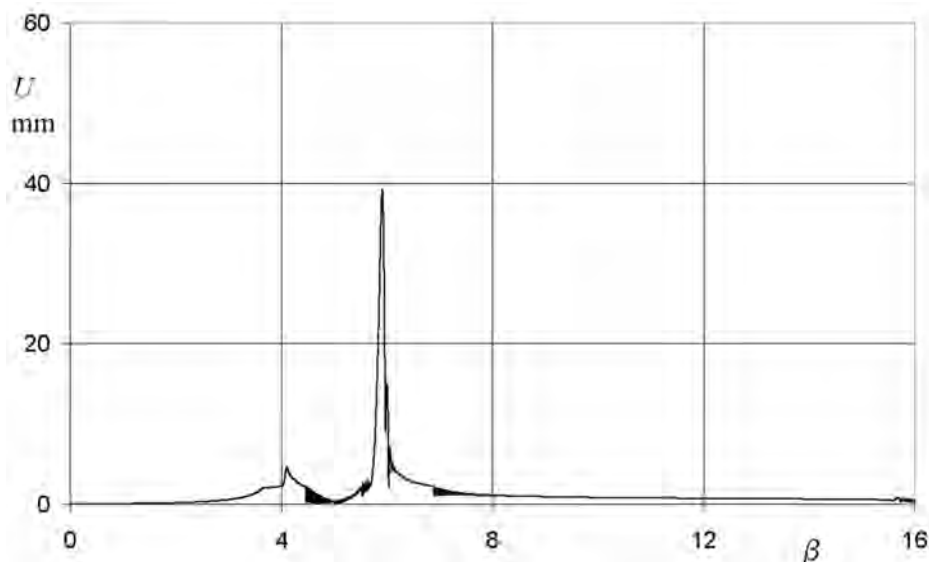
Na Rys. 8 są widoczne dwa pierwsze rezonanse wału, zachowującego się trochę jak belka jednoprzęsłowa (świadczy o tym położenie trzeciego rezonansu), a trochę jak dwuprzęsłowa

(pierwszy rezonans). Pierwsze dwa rezonanse leżą tak blisko siebie, że praktycznie „zlały się” w jeden silny rezonans, natomiast przebieg na rysunku dolnym pokazuje, że tłumik łatwo sobie z tym „dubeltowym” rezonansem poradził.

Przy tej sztywności podpory środkowej, dorównującej sztywnością podporom zewnętrznym, wał zachowuje się jak belka dwuprzęsłowa (por. Tab. 1). Tłumik znacznie osłabił pierwszy rezonans i nieco zmniejszył amplitudę drgań w rezonansie drugim, przy czym wał łatwo opuścił tłumik po przejściu obu rezonansów.



Rys. 10. Przebieg $U(\beta)$ w punkcie $x = 0,25L$; $k_p = 10^6$ N/m; $\beta = 0 \rightarrow 16$



Rys. 11. Przebieg $U(\beta)$ w punkcie $x = 0,25L$; $k_p = 10^6$ N/m; tłumik: $Fr = 32$ N, $S = 0,002$ m, $H_s = 0,0002$ m; $\beta = 0 \rightarrow 16$

5. WPŁYW NIELINIOWEJ SZTYWNOŚCI ŚRODKOWEJ PODPORY NA DRGANIA WAŁU BEZ TŁUMIKA I Z TŁUMIKIEM

Symulowano drgania wału bez tłumika (Rys. 4) oraz z tłumikiem (Rys. 5), o głównych parametrach opisanych w p. 2, przy czym wprowadzono nieliniową sztywność środkowej w postaci (gdzie U jest ugięciem podpory):

$$k_p = k_{p1} + k_{p2} \cdot U^2$$

Współczynnik k_{p2} w ogólnym przypadku może być zarówno dodatni (dosztywnienie podpory), jak i ujemny (zmiękczenie podpory), przy czym przy zmiękczeniu podpory za pomocą ujemnego członu nieliniowego, należy bardzo uważać, żeby przy większych przemieszczeniach nie wystąpiła ujemna sztywność podpory, co może pozbawić wyniki fizycznego sensu.

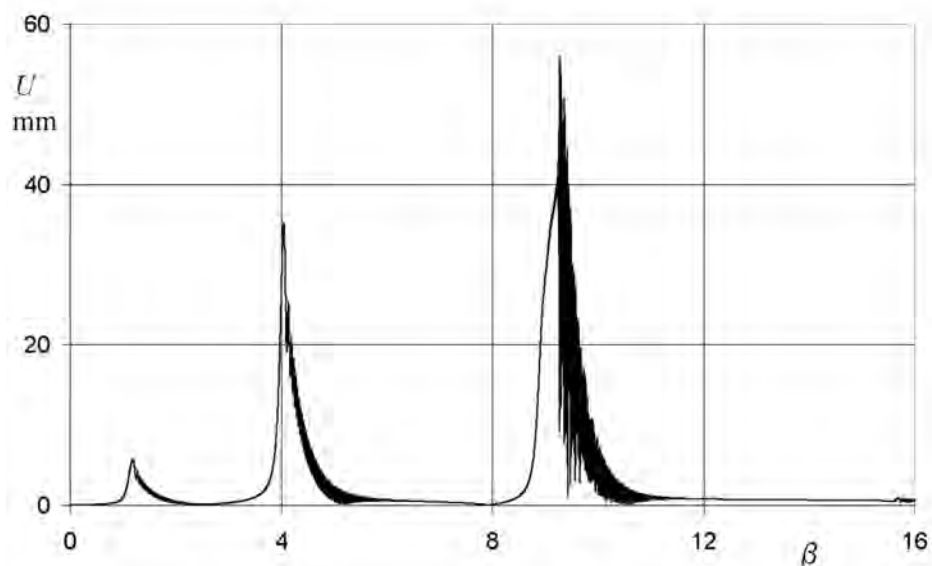
Ponieważ, jak wynika z rezultatów symulacji zaprezentowanych w p.4, ugięcia wału w punkcie pomiarowym były w rezonansach rzędu dziesiątków mm, a chciano, żeby wpływ członu nieliniowego był znaczny, przyjęto współczynnik k_{p2} o cztery rzędy wielkości większy od współczynnika k_{p1} , co gwarantowało, że części liniowa i nieliniowa sztywności podpory będą tego samego rzędu. Część liniową sztywności zmieniano w zakresie $10^3 \dots 10^5$ N/m. Chodziło o to, żeby wał po dosztywnieniu środkowej podpory przez człon nieliniowy znalazł się w ciekawym obszarze przejściowym pomiędzy belką jedno i dwuprzęsłową, zasygnalizowanym w p.2. Z tego punktu widzenia dosztywnianie, za pomocą członu nieliniowego, podpory środkowej o $k_{p1} \geq 10^6$ N/m, nie wnosi już nic interesującego, gdyż wał będzie się zachowywał po prostu jak belka dwuprzęsłowa.

Obliczenia przeprowadzono dla następujących wariantów sztywności podpory środkowej:

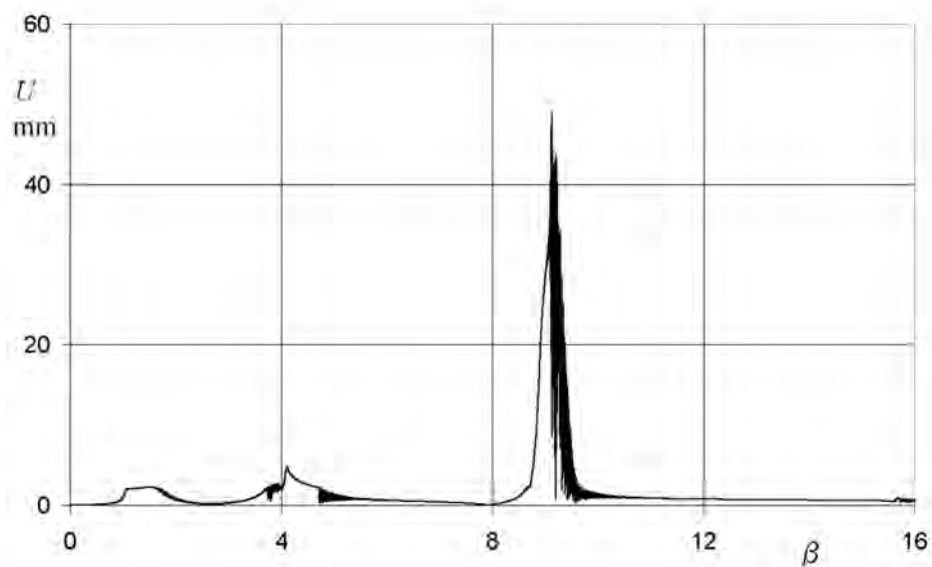
- a) $k_p = 10^3 + 10^7 \cdot U^2$ N/m
- b) $k_p = 10^4 + 10^8 \cdot U^2$ N/m
- c) $k_p = 10^5 + 10^9 \cdot U^2$ N/m

Parametry tłumika i rozkład mimośrodów, były takie same jak w p. 4. Tak samo jak w p. 4 wprowadzono też tłumienie zewnętrzne $c_t = 0,5$ Ns/m², a prędkość obrotowa wału rosła ze stałym przyśpieszeniem $\varepsilon = 10$ rad/s².

Wyniki symulacji, w postaci przebiegu $U(\beta)$ w płaszczyźnie tłumika, a więc w 1/4 długości wału, dla trzech wymienionych wyżej (a, b, c) sztywności środkowej, nieliniowej podpory, przedstawiono na Rys. 12...17. Podobnie jak w p. 4, w celu lepszego pokazania wpływu zastosowanego tłumika tarcowego na zachowanie się wału, wyniki symulacji prezentowane są na przemian dla wału bez tłumika (rysunki górne) i dla wału z tłumikiem (rysunki dolne), czyli usytuowane są względem siebie tak, jak pokazane wcześniej rysunki modeli wałów (Rys. 4, 5). Po każdej parze rysunków zamieszczono krótkie omówienie prezentowanych wyników.

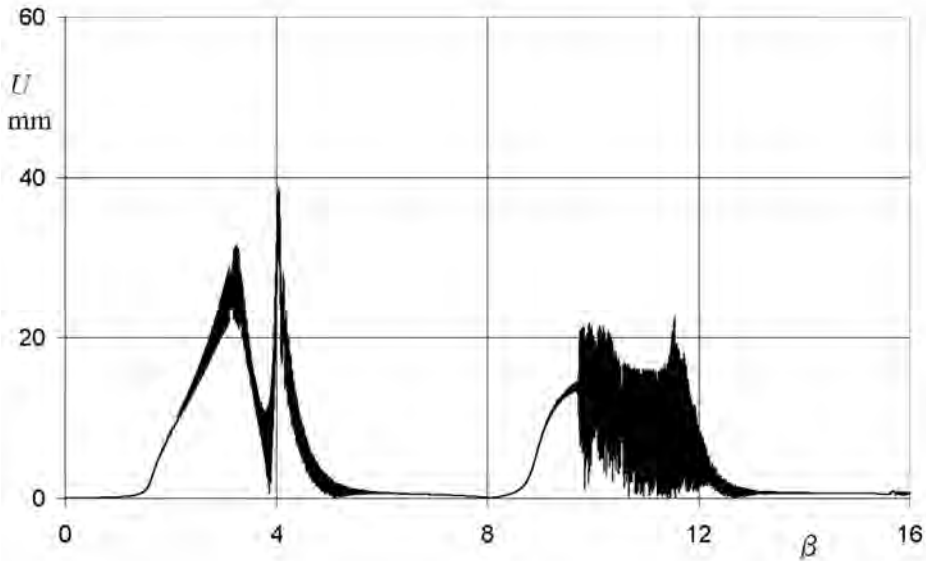


Rys. 12. Przebieg $U(\beta)$ w punkcie $x = 0,25L$; $k_p = 10^3 + 10^7 U^2$ N/m; $\beta = 0 \rightarrow 16$

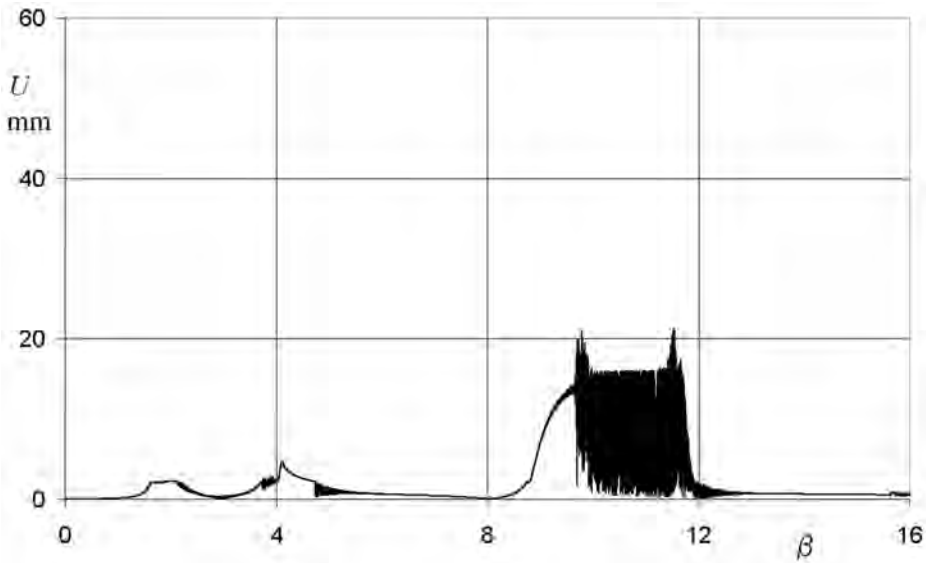


Rys. 13. Przebieg $U(\beta)$ w punkcie $x = 0,25L$; $k_p = 10^3 + 10^7 U^2$ N/m; tłumik: $F_r = 32$ N,
 $S = 0,002$ m, $H_s = 0,0002$ m; $\beta = 0 \rightarrow 16$

Wał zachowuje się jak belka jednoprzęsłowa. Jak widać na rysunku górnym wpływ nieliniowości podpory jest niewielki i widać go jedynie w trzecim rezonansie. Na rysunku dolnym widać z kolei, że użycie tłumika bardzo osłabiło drgania w pierwszych dwóch rezonansach i nieznacznie w trzecim.

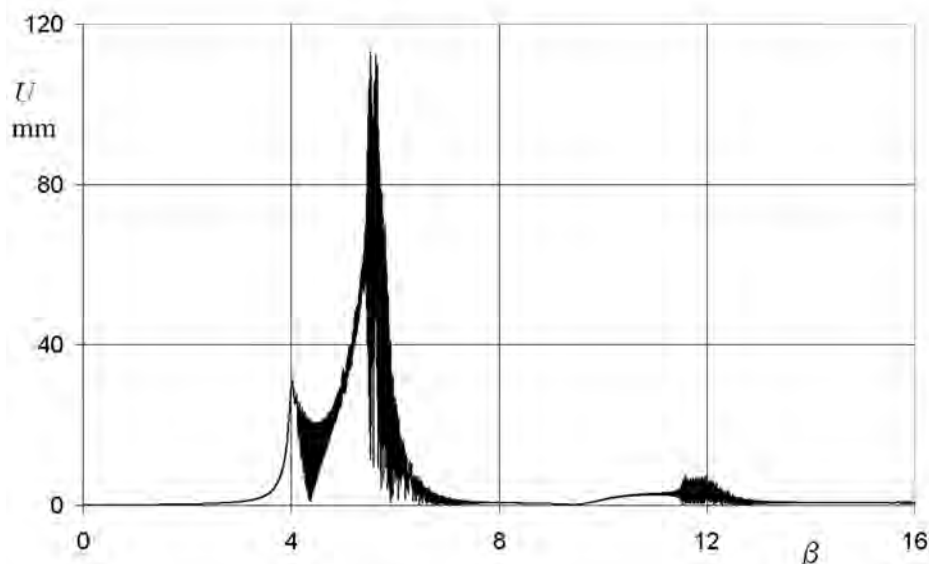


Rys. 14. Przebieg $U(\beta)$ w punkcie $x = 0,25L$; $k_p = 10^4 + 10^8 U^2$ N/m; $\beta = 0 \rightarrow 16$

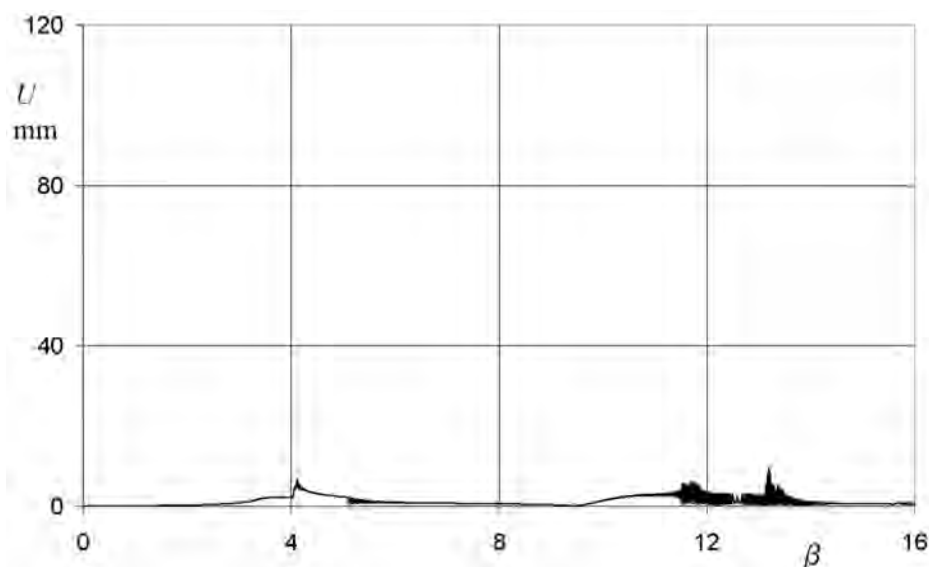


Rys. 15. Przebieg $U(\beta)$ w punkcie $x = 0,25L$; $k_p = 10^4 + 10^8 U^2$ N/m; tłumik: $Fr = 32$ N, $S = 0,002$ m, $H_s = 0,0002$ m; $\beta = 0 \rightarrow 16$

W tym przypadku widać już duży wpływ nieliniowości podpory na drgania wału w okolicy pierwszego i trzeciego rezonansu (Rys. 14) – charakterystyczne jest nachylenie przebiegu amplitudy drgań wału w prawo. Widoczne jest silne zaburzenie drgań wału w trzecim rezonansie, wywołane nieliniowością sztywności podpory środkowej – wał zachowuje się częściowo jak belka jednoprzęsłowa, a częściowo jak dwuprzęsłowa. Tłumik, podobnie jak poprzednio, bardzo dobrze wytłumił pierwsze dwa rezonanse i prawie nie wpłynął na zachowanie się wału w trzecim rezonansie.



Rys. 16. Przebieg $U(\beta)$ w punkcie $x = 0,25L$; $k_p = 10^5 + 10^9 U^2$ N/m; $\beta = 0 \rightarrow 16$



Rys. 17. Przebieg $U(\beta)$ w punkcie $x = 0,25L$; $k_p = 10^5 + 10^9 U^2$ N/m; tłumik: $Fr = 32$ N, $S = 0,002$ m, $H_s = 0,0002$ m; $\beta = 0 \rightarrow 16$

Należy zwrócić uwagę na to, że dwa powyższe przebiegi mają inną skalę na osi rzędnych niż pozostałe. Wał zachowywał się raczej jak belka dwuprzęsłowa – nie było pierwszego rezonansu belki jednoprzęsłowej, a trzeci rezonans belki jednoprzęsłowej prawie zaniknął. Interesujące jest to, że po wytłumieniu, za pomocą tłumika, pierwszego rezonansu belki dwuprzęsłowej, drugi, bardzo silny gdy nie było tłumika, już nie wystąpił (Rys. 17).

PODSUMOWANIE

W przedstawionym opracowaniu zaprezentowano wyniki symulacji drgań wału „giętkiego” na trzech podporach z środkową podporą o liniowej i nieliniowej sztywności, z tłumikiem tarciovym i bez. Na niektórych przebiegach ugięć wału, można zaobserwować charakterystyczne pochylenie przebiegu w prawo (zwłaszcza na Rys. 14), wywołane nieliniowością sprężystą środkowej podpory, typowe w przypadku rosnącej prędkości obrotowej wału. Tłumik tarciovym o wybranych parametrach, bardzo dobrze tłumił drgania wału w zakresie dwóch pierwszych rezonansów. Trzeci rezonans był już zbyt silny dla tłumika o tych parametrach. Widać tu podstawowa wadę tłumika tarciovego z tarcieciem suchym, w porównaniu np. z tłumikiem cieczowym (tzw. wiskotycznym). Oczywiście można by zwiększyć siłę oporu tłumika tarciovego tak, aby wytłumił również trzeci rezonans, ale trzeba by zastosować albo tłumik bezszczelinowy, będący w ciągłym kontakcie z wałem, albo powiększyć znacznie szczelinę, żeby przy tej zwiększonej sile oporu tłumika wał mógł „wyjść” z tłumika po pierwszym i po drugim rezonansie. Podsumowując, można stwierdzić, że tłumik tarciovym o wybranych parametrach, okazał się skuteczny w ograniczonym zakresie prędkości obrotowych wału, jednak na podkreślenie zasługuje fakt, że jego wpływ na drgania wału okazał się jednoznacznie korzystny, niezależnie od tego czy sprężystość środkowej podpory wału była liniowa, czy nieliniowa.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Z. Dźygadło i inni - Zespoły wirnikowe silników turbinowych, WKiŁ 1982.
- [2] Z. Dźygadło, W. Perkowski - Nieliniowy model dynamiczny do analizy giętych drgań nadkrytycznego wału napędu śmigła ogonowego śmigłowca, prace I Lot. 160, 2000.
- [3] R. Gryboś - Dynamika maszyn wirnikowych, PWN 1994.
- [4] W. Perkowski - Analiza dynamiki wału pracującego w warunkach nadkrytycznych, do napędu śmigła ogonowego ultralekkiego śmigłowca, praca doktorska, WAT 2001.
- [5] J. Warchulski - Analiza drgań podwójnego wirnika lotniczego silnika turbinowego, praca doktorska, WAT 1994.
- [6] L. Wrotny - Dynamika układów mechanicznych, PW 1995.
- [7] O.C. Zienkiewicz - Metoda elementów skończonych, Arkady 1972.

ANALIZA DRGAŃ I BADANIA TRIBOLOGICZNE W DIAGNOSTYCE TURBINOWEGO SILNIKA ŚMIGŁOWEGO

ZDZISŁAW GOSIEWSKI*, PAWEŁ MAJEWSKI**, MARIUSZ ŻOKOWSKI**

Instytut Lotnictwa, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych***

Streszczenie

W artykule przedstawiono problematykę związaną z pracami, mającymi na celu zwiększenie re-sursu silnika M-601T, dla których skończył się międzyremontowy re-surs kalendarzowy oraz li-czony według cykli, przy dużej pozostałości re-sursu godzinowego.

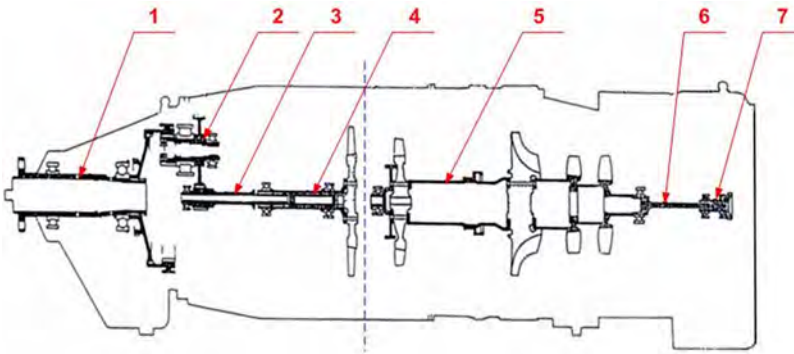
Badania i analizy, jakie zostały przeprowadzone na tym silniku polegały, między innymi, na pobieraniu próbek oleju i ich analizie tribologicznej oraz pomiarze drgań kadłuba silnika i ich analizie zgodnie z wcześniej zaplanowanym harmonogramem prac. W artykule przedstawiono wyniki prac związanych z wymienionymi metodami badawczymi.

Słowa kluczowe: analiza drgań, analiza tribologiczna, turbinowy silnik śmigłowy M-601T

WSTĘP

Statki powietrzne eksploatowane w Siłach Powietrznych RP bardzo często posiadają niewy-korzystany zasób trwałości przy jednoczesnym wyczerpaniu, tzw. re-sursu kalendarzowego. W związku z powyższym Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych uczestniczy w pracach mających na celu opracowanie metodyk, pozwalających na wykorzystanie tych zasobów. Stosowane do tego metody są zazwyczaj metodami eksperckimi, mające swoje podłoże w długoterminowych pracach związanych z techniką lotniczą, jakie prowadzi Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych. Jednym z przykładów były prace nad zwiększeniem re-sursu silnika M-601T. Dla części silni-ków tego typu skończył się międzyremontowy re-surs kalendarzowy oraz liczony według cykli, przy dużej pozostałości re-sursu godzinowego. W związku z powyższym podjęto prace zmie-rzające do zwiększenia bezpiecznego czasu użytkowania tego silnika.

Silnik M-601T zbudowany jest z następujących podzespołów: sprężarki, posiadającej dwa stopnie osiowe i jeden odśrodkowy oraz jednostopniowej turbiny wysokiego ciśnienia i jed-nostopniowej turbiny napędowej, schemat silnika przedstawiono na Rys. 1.

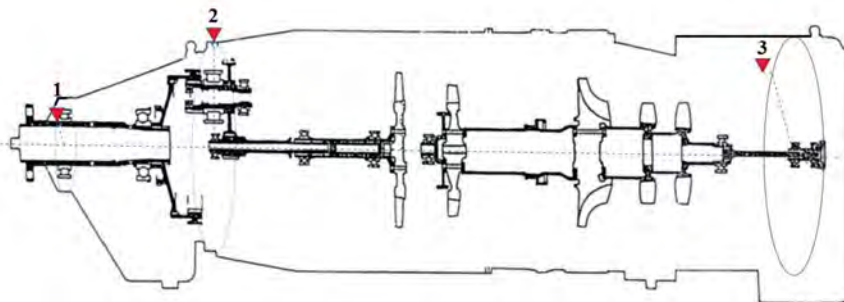


Rys. 1. Schemat silnika M-601T z widocznymi zasadniczymi elementami jego budowy
 1-wał śmigła, 2-przekładnia redukcyjna, 3-wał napędu reduktora, 4-wirnik oddzielnej turbiny napędowej „wolnej”, 5-wirnik wytwornczy spalin, 6-wał napędowy skrzynki przekładniowej, 7-główne koło, przekazujące napęd do skrzynki napędów

1. REALIZACJA BADAŃ

W trakcie cyklu prób długotrwałych silnika M-601T, wykonano szereg czynności mających na celu określenie jego bieżącego stanu technicznego, sprawdzanego w określonych przedziałach czasowych. Wykonano między innymi badania endoskopowe elementów silnika, pomiar drgań kadłuba silnika, analizę zapisu parametrów silnikowych, analizę tribologiczną próbek olejowych oraz demontaż końcowy i weryfikację elementów silnika. Dla uzyskania wiarygodnych ocen stanu technicznego skoncentrowano się na wynikach badań drgań i tribologicznych.

W celu pomiaru drgań silnika zastosowano czujniki drgań zamocowane w punktach pomiarowych, przedstawionych schematycznie na Rys. 2. Rejestrację sygnałów z czujników wykonywano co 10 godzin pracy silnika.



Rys. 2. Miejsce mocowania czujników drgań
 1-kadłub przedniego łożyska wału śmigłowego, 2-kadłub pośredniej przekładni reduktora,
 3-podpora końcówki wału napędu skrzynki agregatów

W celu przeprowadzenia analizy tribologicznej próbki oleju pobierano z trzech punktów: zbiornika olejowego, reduktora oraz skrzynki napędu agregatów, również po każdych 10 godzinach pracy silnika na ziemi zgodnie przygotowanym profilem próby specjalnej.

Ze względu na fakt, iż przeprowadzone badania miały charakter przyspieszonych badań dowodowych odpowiadających warunkom normalnej eksploatacji, podczas prób nie symulowano dodatkowych obciążeń niszczących, np. w postaci niewyważenia, itp.

2. ANALIZA TRIBOLOGICZNA

Analiza tribologiczna próbek olejowych z silnika, oparta była o dwie metody badawcze:

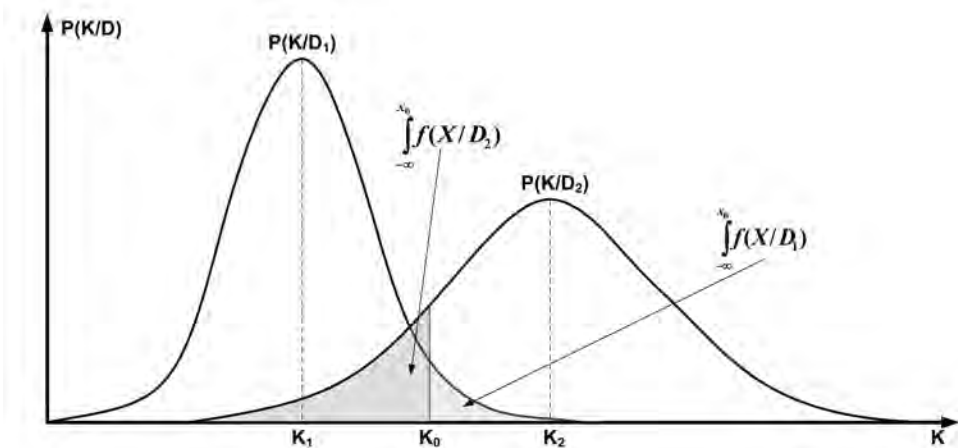
- optyczną spektrometrię emisyjną;
- ferrograficzną.

Degradację systemu tribologicznego silników lotniczych można uznać za proces losowy. Zauważyć można istnienie liniowej zależności pomiędzy skumulowanym zużyciem badanego systemu tribologicznego, a wartościami koncentracji produktów zużycia. Probabilistyczny model diagnostyczny dopuszcza sposób wnioskowania za pomocą wartości progowych parametru Z_p , skumulowanego zużycia, wyznaczonych metodami statystycznymi. Na wstępie należało zdefiniować łączne ryzyko decyzji diagnostycznej, przyjmując dwie diagnozy D_1 – system sprawny i D_2 – system niesprawny [7].

Pierwszym krokiem było wyznaczenie wartości progowej K_0 parametru diagnostycznego. Wartość progowa parametru K_0 , jest wartością, która w sposób optymalny rozdziela obszary: sprawny i niesprawny. Wybór K_0 daje zawsze dwa rodzaje błędów:

fałszywy alarm – gdy przyjęto decyzje o niesprawności, gdy w rzeczywistości system znajduje się w stanie sprawnym;

niewykrycie stanu niezdatności – gdy przyjęto decyzje o sprawności, gdy w rzeczywistości system znajduje się w stanie niesprawnym.



Rys. 3. Przebieg funkcji gęstości rozkładu prawdopodobieństwa (stanów: sprawny i niesprawny) dla wyznaczenia wartości progowych w modelu probabilistycznym

Prawdopodobieństwo dopuszczalnego zagrożenia równe jest prawdopodobieństwu zajścia dwóch przypadków: wartości prawdopodobieństwa sprawnych systemów dla $K < K_0$ i wartości prawdopodobieństwa warunkowego sprawnych systemów dla $K > K_0$:

$$p(H_{21}) = P(D_1) \cdot P(K > K_0 / D_1) = P_1 \int_{K_0}^{\infty} f(K / D_1) dK$$

gdzie:

$$P_1 = P(D_1)$$

przyjęte prawdopodobieństwo diagnozy D_1 – sprawnych systemów obliczonych na bazie danych statystycznych, np. poprzez przyjęcie, że występuje 90% sprawnych.

Jest kilka sposobów na wyznaczenie wartości progowej, różniących się liczbą czynników w ocenach, a także stopniem znajomości apriorycznych rozkładów prawdopodobieństw dla stanów: sprawny i niesprawny. Wszystkie one jednak prowadzą do wyznaczenia takiej wartości progowej, dla której w zbiorze parametrów ryzyko decyzji diagnostycznej jest minimalne. Zależność tę można zapisać w postaci:

$$K_0 \Rightarrow K(R = R_{\min})$$

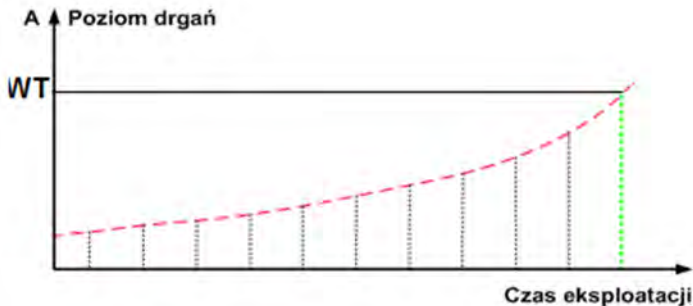
Istnieje wiele metod obliczania wartości progowej, jednak na podstawie obliczeń, doświadczeń i praktyki stosowanej na świecie i w Zakładzie Silników Lotniczych ITWL, przyjęto metodę trzech sigm.

Optyczna spektrometria emisyjna pozwala określić koncentrację w [ppm] pierwiastków metalicznych w próbce oleju pobranej z danej lokalizacji. Dla silnika M-601T znaczącymi pierwiastkami są: Al – aluminium, Cu – miedź, Fe – żelazo, Si – krzem, Sn – cyna, Zn – cynk.

Natomiast metoda ferrograficzna oparta jest na wizualnej ocenie produktów zużycia wydzielonych w polu magnetycznym za pomocą ferroskopu i ocenie zachodzących procesów zużycia na podstawie wyznaczonych wskaźników. Za pomocą ferrografu z bezpośrednim odczytem, tzw. DR (ang. Direct Reading), można określić parametr D_L (cząstki duże o wielkości powyżej 5 [μm]) i D_S (cząstki małe o wielkości poniżej 5 [μm]) i na ich podstawie wyznaczyć: współczynnik intensywności zużywania (WIZ), procentowy udział cząstek dużych (%D) oraz współczynnik produktów zużywania (KPZ).

3. ANALIZA WIDMOWA

Obserwacja drgań eksploatacyjnych turbinowego silnika śmigłowego pozwala na wyznaczenie krzywej życia maszyny. Poziom drgań mierzonych na kadłubie, obudowy łożyska zmienia się w sposób przedstawiony na Rys. 4.



Rys. 4. Krzywa życia maszyny obserwowana za pomocą pomiarów drganiowych

Na podstawie pomiarów drgań, mierząc prędkość V , można przewidzieć czas wystąpienia ewentualnej awarii. Przeprowadzając analizę i skład widmowy drgań w porównaniu z częstotliwością obrotową f_0 i znajomością kinematyki silnika można określić element (zespół), który należy poddać naprawie, wymianie, bądź tak jak to bywa w lotnictwie przerwać na czas eksploatację danego silnika w celu uniknięcia katastrofy. I tak na przykład składowe widmowe o częstotliwościach podanych niżej są symptomami: f_0 – niewyważenia, $2f_0$ – luzy, $2f_0 \div 3f_0$ – nieosiowość, $n \cdot f_0$ – częstotliwość zębowa koła o liczbie zębów n i obrotach f_0 .

Obserwując trend zmian amplitud poszczególnych składowych widmowych, będących symptomami drganiowymi elementów, można oceniać ich stan eksploatacyjny.

Oceniając stan techniczny silnika należy mieć na uwadze fakt, iż obiekt ten jest obiektem skomplikowanym, na który działają różnego rodzaju wymuszenia. Dlatego też próba zamodelowania i opisu dynamicznego turbinowego silnika śmigłowego jest procesem trudnym, ponieważ jest to obiekt silnie nieliniowy i zależny od wielu zmiennych.

Producent danego silnika określa pewne warunki techniczne na dane parametry użytkowe. Stan dynamiczny silnika opisują związki, jakie zachodzą między rodzajem wymuszenia, własnościami dynamicznymi układu mechanicznego, a amplitudą drgań, czyli ogólnie odpowiedzią układu na wymuszenia.



Rys. 5. Schematyczny model opisu dynamicznego maszyny

4. ANALIZA UZYSKANYCH WYNIKÓW BADAŃ DRGAŃ I TRIBOLOGICZNYCH

Analizie poddano dane uzyskane podczas realizacji prac, mających na celu ocenę stanu technicznego silnika w świetle opracowanego przez Zakład Silników Lotniczych programu badań. Program ten obejmował wykonanie 80 [h] pracy podczas prób naziemnych silnika. Analiza danych z próbek olejowych oraz danych zarejestrowanych poprzez przygotowane tory pomiarowe z urządzeniem rejestrującym prędkości drgań kadłuba silnika została przeprowadzona po każdych 10 [h]. Uzyskane wyniki z poszczególnych sprawdzeń zamieszczono poniżej. Poddając analizie próbki oleju ze wszystkich punktów ich pobierania za pomocą metody optycznej spektrometrii emisyjnej, koncentracje pierwiastków metalicznych Cu, Sn, Zn oraz Si były na poziomie normalnego zużywania. Koncentracja Fe była na poziomie normalnego zużywania w przypadku próbek pobieranych ze zbiornika i reduktora, natomiast w przypadku próbek pobieranych ze skrzynki napędów – wystąpił podwyższony poziom koncentracji żelaza, co przedstawiono na Rys. 6.



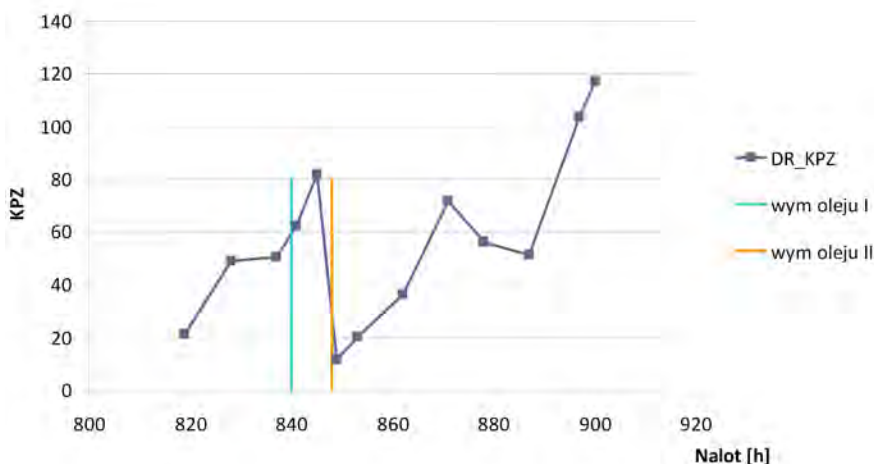
Rys. 6. Przebieg zmian koncentracji żelaza dla próbek ze skrzynki napędów

Koncentracja Al była na poziomie normalnego zużycia (dla próbek pobieranych ze zbiornika i reduktora), natomiast badania próbek oleju, pobieranych ze skrzynki napędów, wskazały na wzrost do poziomu zużycia wzmożonego, Rys. 7.



Rys. 7. Przebieg zmian koncentracji aluminium dla próbek ze skrzynki napędów

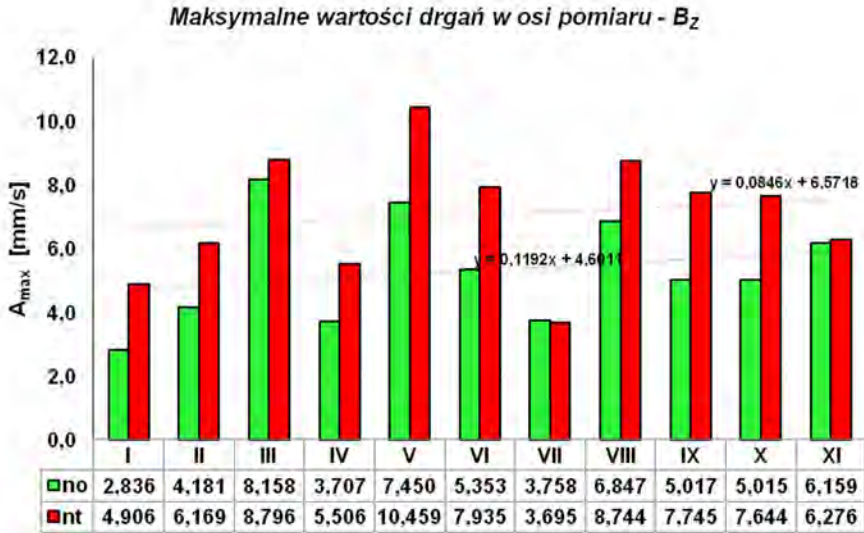
Biorąc pod uwagę współczynniki zużycia wyznaczone metodą ferrograficzną, mają one również charakter rosnący i podobny do zmian otrzymany za pomocą metody optycznej spektrometrii emisyjnej, Rys. 8. Dodatkowym elementem wspólnym dla przebiegów zaprezentowanych na rysunkach 6, 7 i 8 jest wystąpienie spadku wyznaczonych wskaźników po wykonanych dwóch wymianach oleju w instalacji olejowej silnika, Rys. 8.



Rys. 8. Przebieg zmian współczynnika zużycia dla próbek ze skrzynki napędów

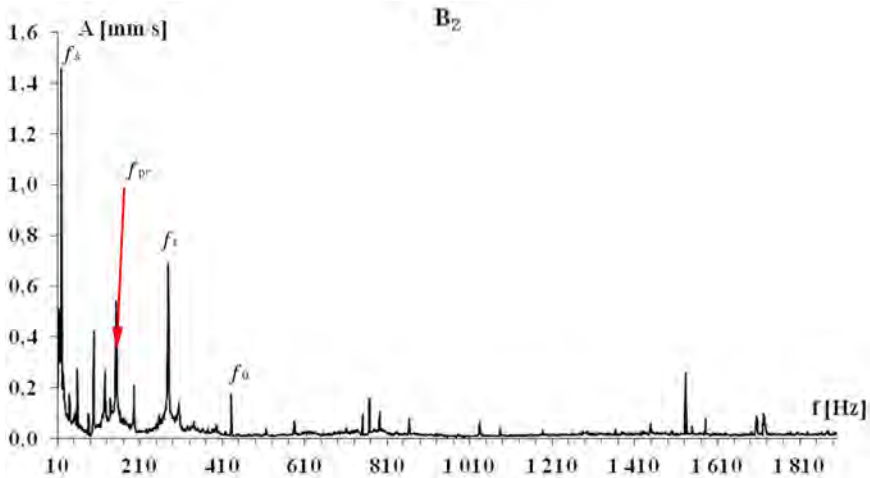
Analiza drgań kadłuba silnika przeprowadzona została w pasmach częstotliwości $\Delta f = 348 \div 623$ [Hz] dla wirnika wytwornicy spalin n_0 oraz $\Delta f = 232 \div 527$ [Hz] dla turbiny napędowej n_t .

W kolejnych próbach zaobserwowano rosnący charakter zmian prędkości drgań w wymienionych pasmach, a uzyskane linie trendu przedstawiają kierunek i tempo zmian drgań w paśmie. W przypadku turbosprężarki (oś pomiarowa w kierunku pionowym B_z), można stwierdzić, że po wykonaniu cyklu prób, średni wzrost drgań w paśmie podniósł się średnio o około 1,2 [mm/s], Rys. 9.



Rys. 9. Zestawienie maksymalnych wartości prędkości drgań uzyskanych w trakcie kolejnych prób, no-wirnika wytwornicy spalin, nt-wirnika turbiny napędowej

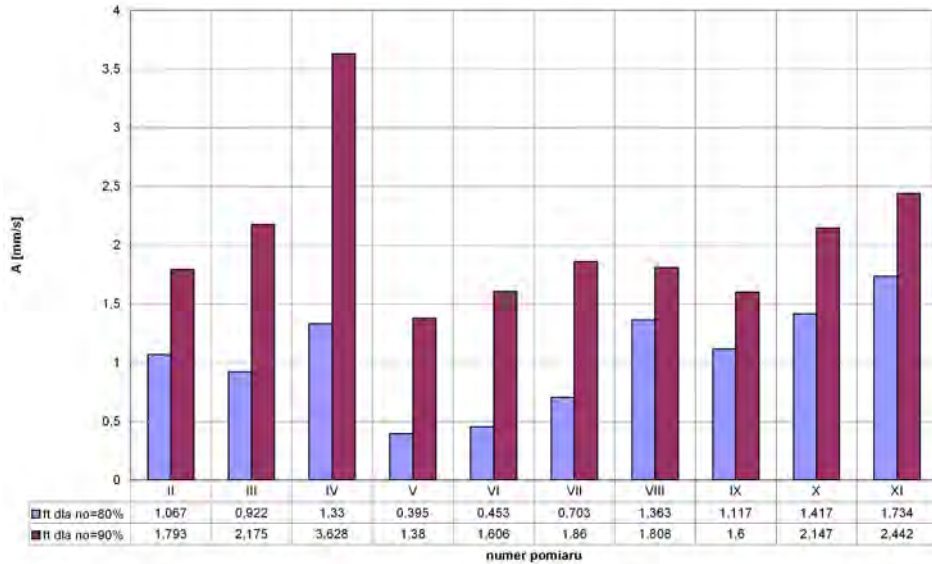
Jedno z zarejestrowanych widm prędkości drgań silnika przy prędkości $n_0=70\%$ z ostatniej próby przedstawiono na Rys. 10.



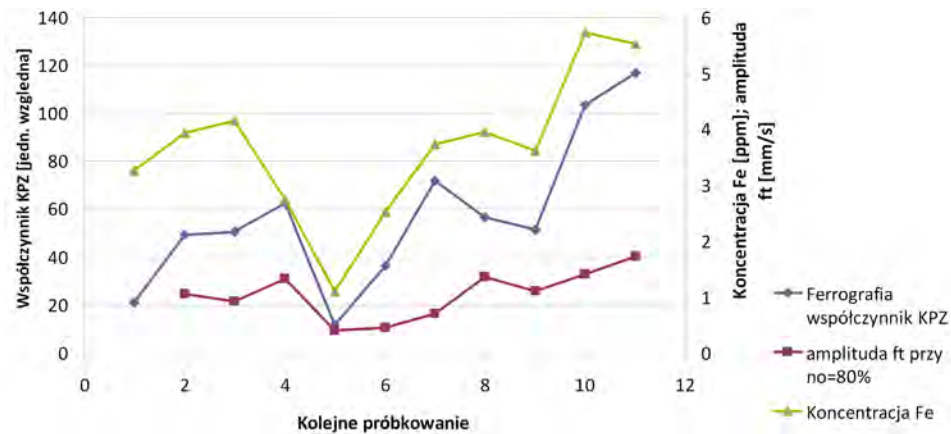
Rys. 10. Widmo prędkości drgań silnika przy prędkości $n_0=70\%$ z ostatniej próby.

- f_s – częstotliwość związana z wałem śmigła;
- f_{pr} – częstotliwość związana z wałem prądorozrusznika;
- f_t – częstotliwość związana z wirnikiem turbiny napędowej;
- f_0 – częstotliwość związana z wirnikiem wytwornicy spalin.

Równocześnie dla punktu pomiarowego nr 2 (Rys. 2), na wybranych zakresach prędkości obrotowej stwierdzono korelację wyznaczonych amplitud (Rys. 11) z rezultatami badań trybologicznych. Widoczny jest spadek wartości wyznaczonych parametrów po wymianie oleju z późniejszą ich tendencją wzrostową, Rys. 12.



Rys. 11. Zestawienie amplitud prędkości drgań f_t uzyskanych w trakcie kolejnych prób dla różnych zakresów prędkości obrotowej wirnika wytwornicy spalin n_0



Rys. 12. Zestawienie wyników badań trybologicznych i pomiaru drgań korpusu silnika

WNIOSKI

Wyniki przeprowadzonych prac potwierdziły możliwość zwiększenia kalendarzowego rezerwu międzyremontowego oraz przejścia na eksploatację nadzorowaną silników M-601T eksploatowanych w Siłach Powietrznych RP. Na podstawie przeprowadzonych badań określono dokumenty normatywne regulujące zakres sprawdzeń wykonywanych w celu zwiększenia rezerwu silnika oraz sprawdzeń profilaktycznych dla silników ze zwiększonym rezerwem.

BIBLIOGRFIA

- [1] Spychała J., Majewski P., Żokowski M. i inni: *Badanie silników M-601T i opracowanie biuletynu przedłużającego eksploatację silników M-601T*, Sprawozdanie wewnętrzne ITWL, Warszawa 2010;
- [2] *Diagnostyka łożysk tocznych*, Wydawnictwo PAN, Wrocław 1980;
- [3] Cempel Cz.: *Wibroakustyka stosowana*, Wydawnictwo PWN, 1978;
- [4] Spychała J., Dąbrowski H.: *Zastosowanie rozszerzonych badań wibroakustycznych w procesie eksploatacji samolotów*, AIRDIAG'2001, Ameliówka, 16-19.10.2001;
- [5] Courrech J., Gaudel M.: *Envelope analysis - the key to rolling-element bearing diagnosis*, Brüel & Kjær Application Notes, 1998;
- [6] Chruściel M.: *LabView w praktyce*, Wydawnictwo btc, 2008;
- [7] Sadowski J., Żurowski W.: *Thermodynamische Aspekte über die Verschleißbeständigkeit von Metallen*. Tribologie und Schmierungstechnik 1992.

EKSPLOATACYJNE BADANIA STANU ZDATNOŚCI TURBINOWEGO SILNIKA ODRZUTOWEGO

KAROL GOLAK, PAWEŁ LINDSTEDT

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Streszczenie

Artykuł przedstawia podstawy teoretyczne nowej parametrycznej metody oceny stanu technicznego silników odrzutowych w porównaniu z metodami dotychczas stosowanymi. W tej nowej metodzie stan techniczny silnika opisany jest przez tylko jeden (w innych metodach są to 4) kompleksowy model (wiążący ze sobą wejście silnika w postaci sygnałów p_2 i m_p z wyjściem silnika – sygnały n i p_4) o takiej unikalnej właściwości, że jakość działania silnika wyznaczona podczas prób naziemnych będzie też dostarczać wymaganą wiedzę o jego jakości w locie. Zmiany występujące w silniku odrzutowym występujące podczas jego eksploatacji będą mogły być badane poprzez porównywanie parametrów modelu wzorcowego z parametrami uzyskanymi w wyniku eksperymentu (próby naziemnej)[12].

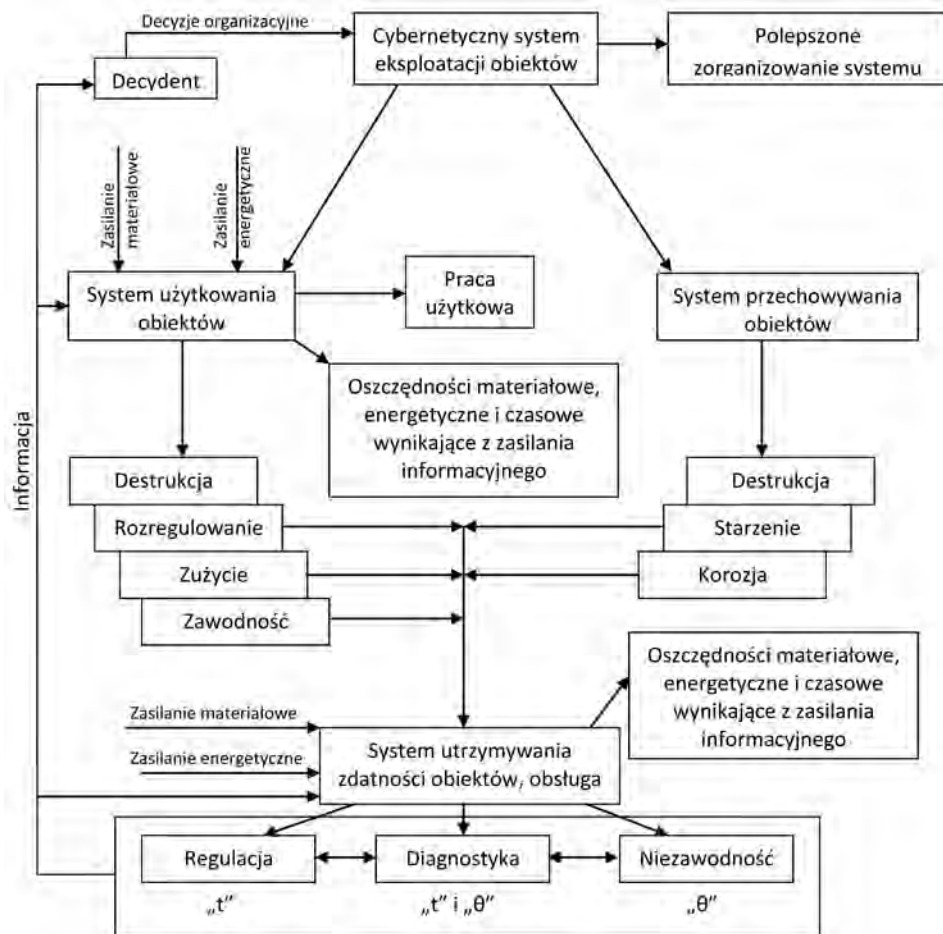
Słowa kluczowe: silnik turbinowy, stan zdatności, sygnał automatyki, trajektoria fazowa, portret fazowy

WSTĘP

W systemie eksploatacji silników lotniczych wyróżnia się dwie podstawowe działalności: użytkowanie i obsługa techniczna (rys .1). Z rysunku 1 widać też, że w skład obsługi wchodzi takie elementy jak: regulacja, diagnostyka i niezawodność odpowiednio bazujące na podstawach automatyki, zasadach diagnostyki i teorii niezawodności [9, 10]. Potrzebna odpowiednia wiedza teoretyczna z automatyki, diagnostyki i niezawodności (informacja) wprowadzana jest do systemu i tam, zgodnie z zasadami cybernetyki przemieniana w rzecz fizyczną (oszczędności materiałowe, energetyczne, a także czasu [6, 13]). Odpowiednio (zgodnie z posiadaną wiedzą) wyregulowany silnik zużywa się w sposób normalny, optymalny. Każda zaistniała zmiana stanu technicznego (zużycie) wyznaczona zgodnie z zasadami diagnostyki wymaga natychmiastowej odpowiedniej obsługi (regulacji) i odpowiedniego uaktualnienia (zgodnie z teorią niezawodności) charakterystyk niezawodnościowych i stąd sposobu użytkowania.

Zatem kompleksowa ocena zdatności silnika to jednoczesna ocena jego działania (charakterystyki statyczne i dynamiczne), stanu technicznego (parametry zużycia, wypracowania rewersu) i stanu niezawodnościowego (charakterystyki niezawodnościowe), a problemy te (regulacji, diagnostyki i niezawodnościowe) wzajemnie się przeplatają i uzupełniają. Praktyka eksploatacyjna pokazuje, że szczególną uwagę przywiązuje się do problemów regulacyjnych, bo

to właśnie regulacja dzięki funkcjom wrażliwości parametrycznej daje wiedzę o stanie technicznym silnika, a jego zmiany z jego stanem niezawodnościowym [2, 10, 18].

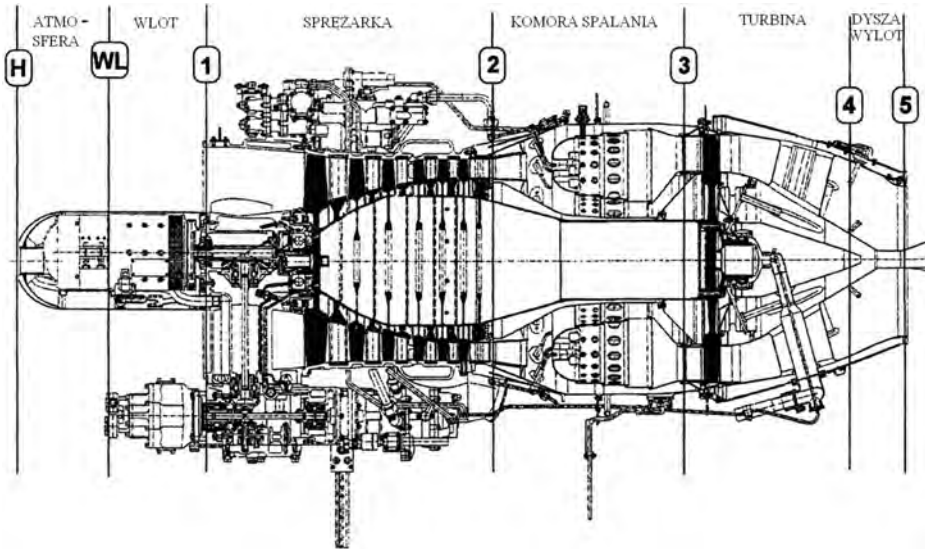


Rys. 1. Główne elementy cybernetycznego systemu eksploatacji obiektów:
 t – czas dynamiczny (newtonowski), q – czas eksploatacyjny (bergsonowski)

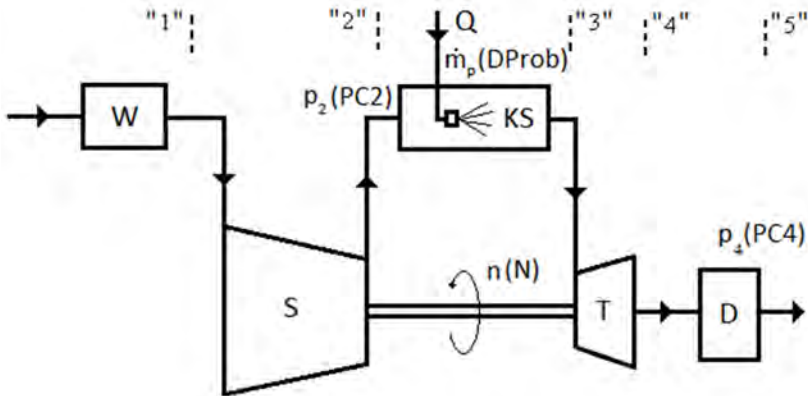
Szczególną rolę do spełnienia ma też decydent (rys. 1). Na podstawie pobieranej informacji polepsza on zorganizowanie systemu (redundancja różnie), a przez to jego efektywność [6, 13].

1. EKSPLOATACYJNE BADANIA SILNIKA TURBINOWEGO

Turbinowy silnik odrzutowy (rys. 2, rys. 3) jest niejednorodnym, ze względu na właściwości fizyczne i skomplikowanym obiektem technicznym, ze względu na zastosowane technologie produkcji, remontu, użytkowania i obsługi. Z tych powodów proces badania eksploatacyjnego silnika, a następnie proces regulacji jest trudny (dużo różnych punktów regulacji) i może być prowadzony tylko ściśle wg instrukcji opracowanej przez producenta silnika i za pomocą specjalistycznego oprzyrządowania technik regulacji silnika (środków przeznaczonych do wykonania wszystkich czynności obsługowych: narzędzi obsługowych, przyrządów pomiarowych, aparatury pomiarowej, rejestratorów i komputerów).



Rys. 2. Schemat konstrukcyjny silnika odrzutowego: H, WL, 1, 2, 3, 4, 5 – przekroje silnika [2].

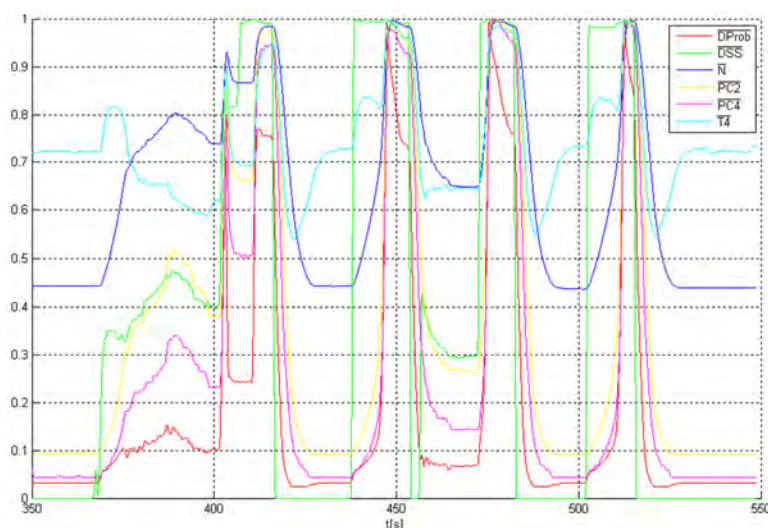


Rys. 3. Schemat funkcjonalny regulacji turbinowego silnika odrzutowego gdzie: W – wlot, S – sprężarka, KS – komora spalania, T – turbina, D – dysza, wylot, 1,2,3,4,5 – charakterystyczne przekroje, $n(N)$ – prędkość obrotowa, $p_2(PC2)$ – ciśnienie za sprężarką, $m_p(DProb)$ – masowe natężenie przepływu paliwa, $p_4(PC4)$ – ciśnienie za turbiną, w dyszy silnika

Podczas badań rejestruje się przebiegi sygnałów automatyki (regulacji) silnika: wyjściowe, wejściowe i towarzyszące. Zarejestrowanych sygnały automatyki lotniczego silnika odrzutowego (K-15) przedstawiono na rys. 4 [15, 16].

Dodatkowo zakłada się, że przebieg DProb odpowiada przebiegowi sygnału m_p , sygnał P4 – sygnałowi p_4 , sygnał N sygnałowi n , sygnał T4 sygnałowi t_4 i P2 sygnałowi p_2 . Gdzie: n – prędkość obrotowa, p_2 – ciśnienie za sprężarką, m_p – masowe natężenie przepływu paliwa, p_4 – ciśnienie w dyszy silnika, t_4 – temperatura spalin za turbiną, DSS – dźwignia sterowania silnikiem.

Przebiegi sygnałów automatyki silnika na różnych zakresach pracy (z którymi wiąże się czas obserwacji sygnałów) są podstawą do oceny jego stanu zdatności.



Rys. 4. Przebiegi sygnałów silnika (czas obserwacji sygnałów 350 – 550 [s]) [16]

2. METODY ANALIZY SYGNAŁÓW AUTOMATYKI (REGULACJI) SILNIKA

2.1. Metoda bezpośrednia - wizualna

Metoda ta polega na bezpośredniej wzrokowej obserwacji i ocenie przebiegów podstawowych sygnałów automatyki powiązanych z działaniem silnika [4, 10]. W rozpatrywanym przypadku kolejno analizowane są przebiegi sygnałów przedstawione na rys. 4. Podstawą metody są z góry zarejestrowane przebiegi wzorcowe podstawowych sygnałów automatyki dla silnika zdanego i dla silnika z ustalonymi typowymi uszkodzeniami. Istotą metody jest porównywanie (wzrokowe, bezpośrednio) zarejestrowanych przebiegów sygnałów z aktualnych badań eksploatacyjnych z przebiegami sygnałów wzorcowych i z przebiegami sygnałów dla typowych uszkodzeń. W metodzie tej nie stosuje się potrzebnego (wg zasad automatyki) zdefiniowanego badania relacji między sygnałami (np. $n=f(m_p)$ itd.). Trudności (wymagane są przebiegi sygnałów wzorcowych i dla typowych uszkodzeń) jakie spotyka się podczas stosowania tej metody dały asumpt do poszukiwania nowych, lepszych sposobów analizy sygnałów automatyki (regulacji) silnika [11].

2.2. Metoda bazująca na odpowiedzi impulsowej i skokowej silnika

Metoda ta polega na analizie odpowiedzi impulsowych i skokowych obliczonych z różnych modeli matematycznych (transmitancji) silnika opisujących relacje między odpowiednio dobranymi (przez eksperta) sygnałami [1, 5, 17, 22].

W rozpatrywanym przypadku bada się relacje między następującymi sygnałami: $n=f(m_p)$; $n=f(p_4)$; $t_4=f(m_p)$; $t_4=f(p_4)$; $p_2=f(n)$.

Potrzebne charakterystyki wyznaczane są z odpowiednich transmitancji wiążących rozpatrywane sygnały automatyki:

$$G_1 = \frac{n(s)}{m_p(s)}; \quad G_2 = \frac{n(s)}{p_4(s)}; \quad G_3 = \frac{t_4(s)}{m_p(s)}; \quad G_4 = \frac{t_4(s)}{p_4(s)}; \quad G_5 = \frac{p_2(s)}{n(s)};$$

Z kolei poszukiwane transmitancje wyznacza się po uprzednim ustaleniu transformaty zarejestrowanego sygnału automatyki na podstawie oryginału przebiegu rozpatrywanego sygnału automatyki dla różnych zakresów pracy silnika (obiekt słabonieliniowy został sprowadzony do kilku obiektów liniowych).

Szczególnie interesującą informacją może być relacja między sygnałami: wejścia n i wyjścia p_2 (prędkość obrotowa i ciśnienie za sprężarką) [7, 8, 10]. Zależność ta może być wyznaczona z zarejestrowanych przebiegów tych sygnałów i pozwoli ocenić stateczność (pompaż) pracy kanału gazodynamicznego silnika. Np. z przebiegów przedstawionych na rys. 2, dla czasu obserwacji 500÷520 [s] można ustalić, że transformaty p_2 i n odpowiednio wynoszą [11]:

$$p_2(s) = \frac{k_P}{s(T_{2P}s^2 + T_{1P}s + 1)} \quad (1)$$

$$n(s) = \frac{k_N}{s(T_{2N}s^2 + T_{1N}s + 1)} \quad (2)$$

lub w przybliżeniu (przypadek 1):

$$n(s) = \frac{k_N}{s(sT_{ON} + 1)(sT_{ZN} + 1)} \quad (3)$$

lub (przypadek 2):

$$p_2(s) = \frac{1}{s} e^{-T_{OP}s} \frac{k_P}{sT_{ZP} + 1} \quad (4)$$

$$n(s) = \frac{1}{s} e^{-T_{ON}s} \frac{k_N}{sT_{ZN} + 1} \quad (5)$$

a także (przypadek 3):

$$p_2(s) = \frac{k_P}{s} \left(\frac{1}{sT_{ZP}(sT_{OP} + 1)} - \frac{1}{sT_{ZP}} e^{-(T_{ZP} + T_{OP})s} \right) \quad (6)$$

$$n(s) = \frac{k_N}{s} \left(\frac{1}{sT_{ZN}(sT_{ON} + 1)} - \frac{1}{sT_{ZN}} e^{-(T_{ZN} + T_{ON})s} \right) \quad (7)$$

W pierwszym przypadku przebiegi zostały opisane transformatami odpowiedzi skokowej dla członu dwuinercyjnego, w drugim transformatami odpowiedzi dla szeregowego połączenia członu opóźniającego i inercyjnego a w trzecim przypadku transformatami odpowiedzi równoległego połączenia członu całkującego rzeczywistego i całkującego z opóźnieniem.

Parametry k_P , k_N , T_{ON} , T_{ZN} , T_{OP} , T_{ZP} wyznacza się bezpośrednio z rys. 4. Parametry te odpowiednio wynoszą: $k_P=0,9$, $k_N=0,58$, $T_{ON}=7,5$ s, $T_{ZN}=4,1$ s, $T_{OP}=9,3$ s, $T_{ZP}=2,0$ s.

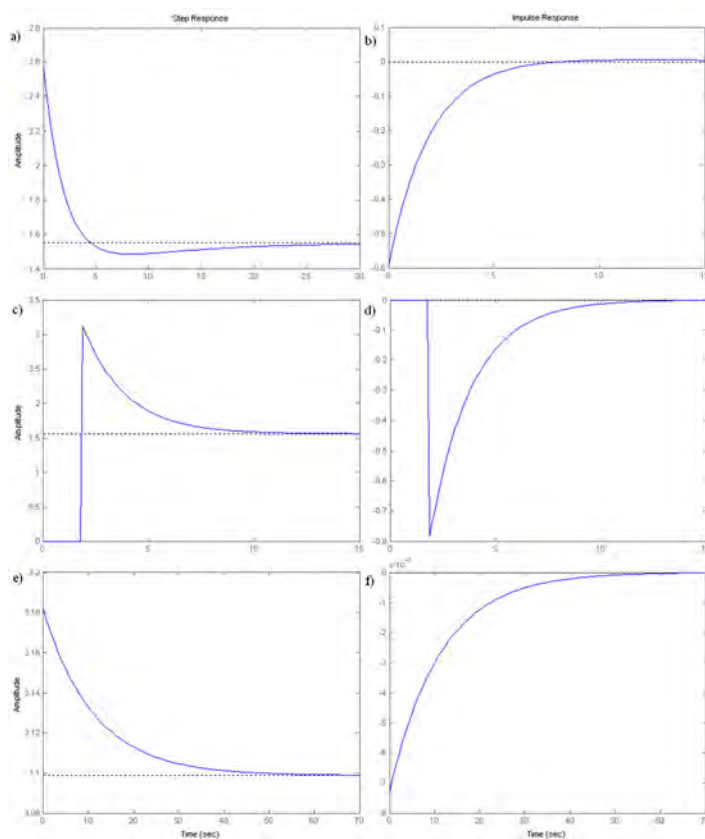
Transmitancje opisujące relacje między sygnałami $PC2(s)$ i $N(s)$ dla różnych przybliżeń (przypadki 1÷3) wynoszą [11]:

$$G_{5(1)}(s) = \frac{p_2(s)}{n(s)} = \frac{k_P (sT_{ON} + 1)(sT_{ZN} + 1)}{k_N (sT_{OP} + 1)(sT_{ZP} + 1)} \quad (9)$$

$$G_{5(2)}(s) = \frac{p_2(s)}{n(s)} = \frac{k_P}{k_N} e^{-(T_{ON}+T_{OP})s} \frac{sT_{ZN} + 1}{sT_{ZP} + 1} \quad (10)$$

$$G_{5(3)}(s) = \frac{p_2(s)}{n(s)} = \frac{k_P}{k_N} \frac{T_{ZN}}{T_{ZP}} \frac{1 - e^{-(T_{ZP}+T_{OP})s}}{1 - e^{-(T_{ZN}+T_{ON})s}} \quad (11)$$

Jakość relacji między sygnałami p_2 i n (na co ponownie zwraca się uwagę) może być oceniona tylko na podstawie zdeterminowanych charakterystyk wyznaczanych z transmitancji $G_{5(1)}$, $G_{5(2)}$, $G_{5(3)}$. Odpowiedzi skokowe i impulsowe silnika wyszczególniane z transmitancji (9), (10), (11) zostały przedstawione na rys 5.[11]



Rys. 5. a) odpowiedź skokowa transmitancji $G_{5(1)}(s)$;
 b) odpowiedź impulsowa transmitancji $G_{5(1)}(s)$; c) odpowiedź skokowa transmitancji $G_{5(2)}(s)$;
 d) odpowiedź impulsowa transmitancji $G_{5(2)}(s)$;
 e) odpowiedź skokowa transmitancji $G_{5(3)}(s)$; f) odpowiedź impulsowa transmitancji $G_{5(3)}(s)$;

Z analizy wyznaczonych charakterystyk (rys. 5) wynika że badana relacja między sygnałami p_2 i n jest złożona. Występują tu długi czas ustalania się wartości sygnału. Także efekt „uderzenia” (strzału) jest duży. Po wystąpieniu zjawiska uderzenia, pojawia się niekorzystne zjawisko zmniejszenia wartości sygnału poniżej wartości ustalonej (przepadanie). Wszystko to pozwala sformułować wniosek że badany silnik jest wrażliwy na niestateczną pracę (pompaż).

Metoda ta jest ściśle związana z charakterystykami dynamicznymi silnika i ich jednoznaczny interpretacją zgodną z zasadami automatyki układów liniowych [1, 5, 17].

Wadą tej metody jest możliwość rozpatrywania tylko kolejnych par sygnałów i przy założeniu, że układ może być sprowadzony do układów liniowych.

2.3. Metoda bazująca na trajektorii fazowej

Metoda ta polega na wszechstronnej analizie w sensie Lapunowa trajektorii fazowej silnika, która wiąże sygnały użytkowe (wyjściowe) z sygnałami otoczenia (wejściowe) i z sygnałami zasilania energetycznego, które mogą być wyrażone przez funkcje Lapunowa.

Ogólnie rzecz biorąc trajektorie fazowe pozwalają syntetycznie analizować dynamikę procesu, tenże proces i jego otoczenie a także, gdy do badania stabilności będzie zastosowana druga metoda Lapunowa jego stan energetyczny. Zapewne te fakty spowodowały, że trajektorie fazowe wielokrotnie zostały zastosowane do badania stanu regulacji silników lotniczych [3, 10, 22].

Podstawą do wyznaczenia trajektorii fazowej jest równanie stanu:

$$\frac{d\bar{x}}{dt} = a\bar{x} + b\bar{u} \quad (12)$$

Dla układów automatycznej regulacji równanie to można sprowadzić do postaci [10, 16]:

$$\frac{d\bar{e}}{dt} = f(\bar{e}) \quad (13)$$

gdzie - \bar{e} sygnał wynikający z działania układu regulacji (sygnał wyjściowy) w jego otoczeniu (sygnał wejściowy).

Podczas badania relacji między sygnałem wejściowym n i sygnałem wyjściowym układu regulacji silnika p_2 zgodnie z (G_5) otrzymuje się:

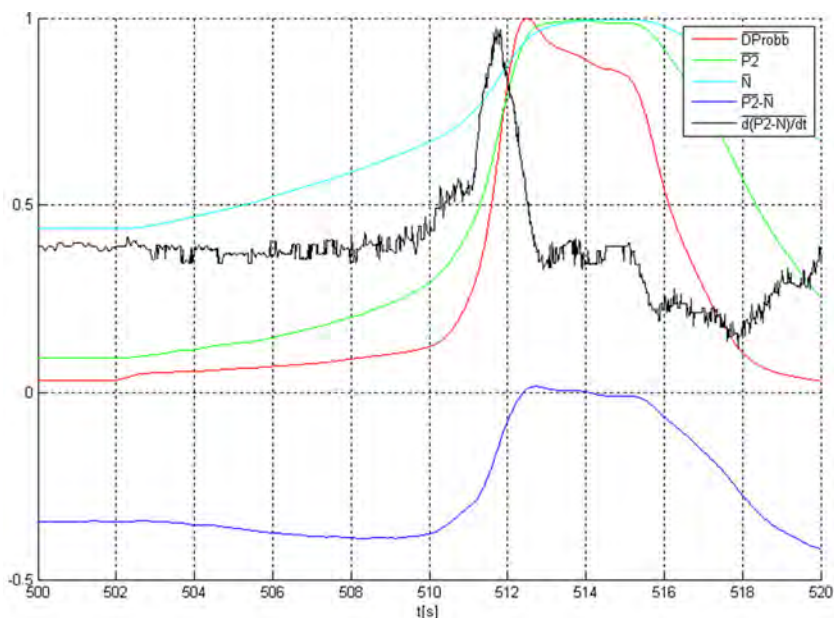
$$\bar{e} = \bar{p}_2 - \bar{n} = \bar{p}_0 \quad (14)$$

gdzie dodatkowo \bar{p}_0 - całka równania różniczkowego uproszczonego [10, 17].

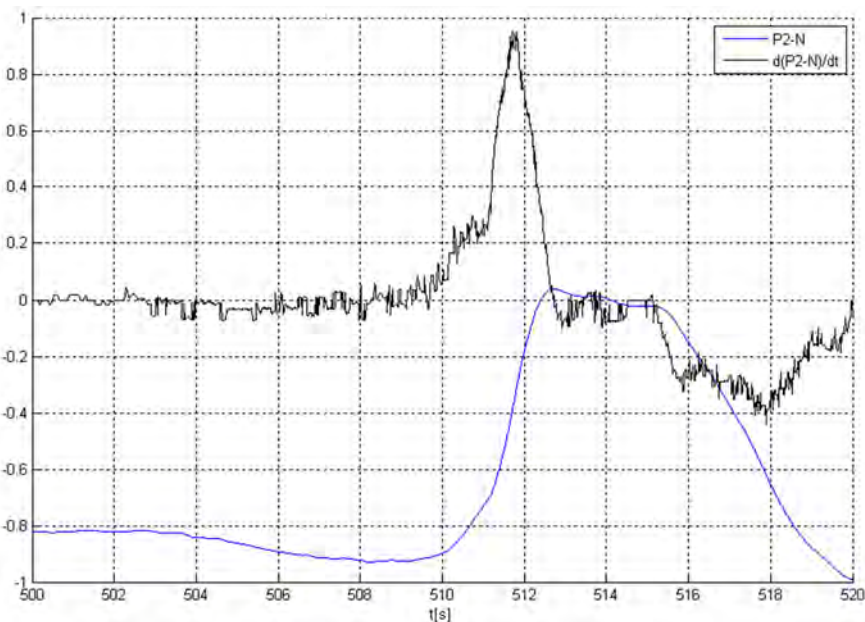
Wtedy równanie stanu przyjmuje postać:

$$\frac{d(\bar{p}_2 - \bar{n})}{dt} = f(\bar{p}_2 - \bar{n}) \quad \text{lub} \quad \frac{d(\bar{p}_0)}{dt} = f(\bar{p}_0) \quad (15)$$

Zatem trajektoria fazowa może być wyznaczona bezpośrednio z unormowanych przebiegów przejściowych p_2 i n (rys. 4). Przebiegi \bar{p}_2 , \bar{n} , $\bar{p}_2 - \bar{n}$, $d(\bar{p}_2 - \bar{n})/dt$, przedstawiono na rys. 6, a unormowane przebiegi $\bar{p}_2 - \bar{n}$ oraz $d(\bar{p}_2 - \bar{n})/dt$ na rys. 7. Bezpośrednio z przebiegów przedstawionych na rys. 7 wynika trajektoria fazowa - rys. 8. [11]

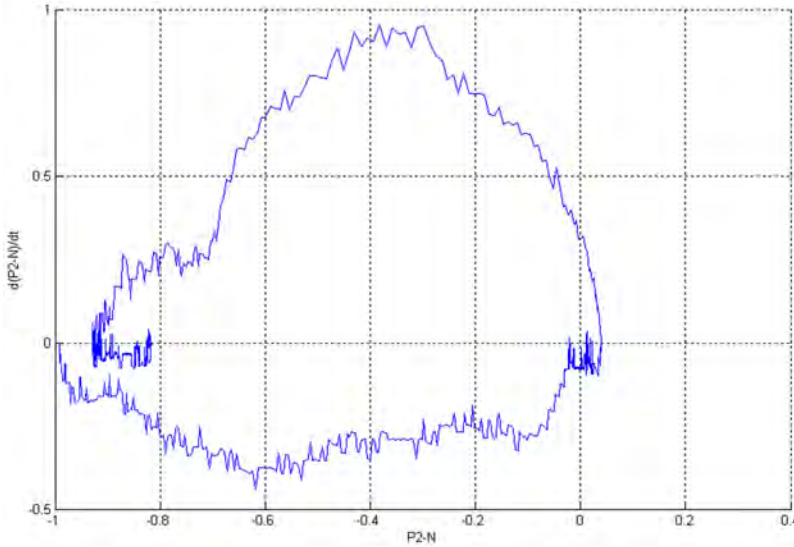


Rys. 6. Przebiegi sygnałów układu regulacji wyznaczone podczas próby silnika w czasie 500-520 [s]



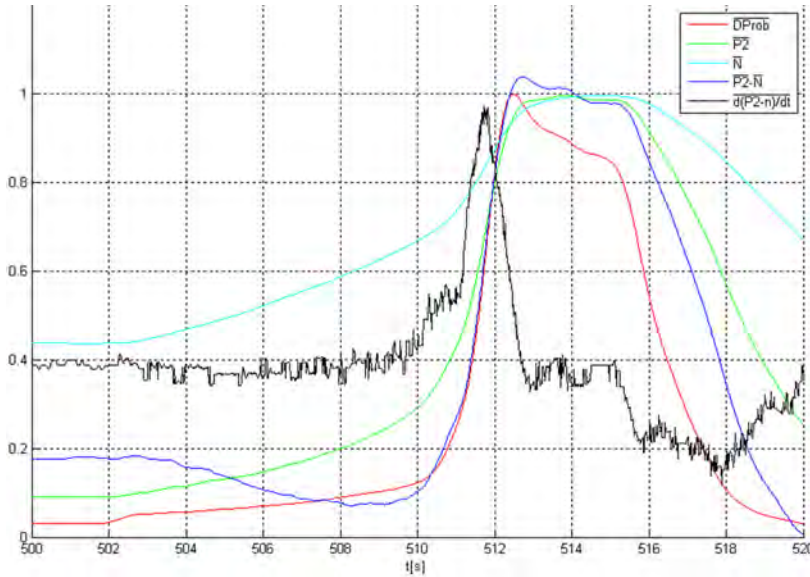
Rys. 7. Przebiegi syntetycznych sygnałów układu regulacji silnika

Trajektoria fazowa (rys. 8) nie spełnia oczekiwań obsługi technicznej silnika. Jest za mało komunikatywna. Jej interpretacja wymaga wysokich kwalifikacji z zakresu automatyki. Wiąże ona tylko 2 sygnały: \bar{p}_2 i \bar{n} co nie daje dużego postępu w stosunku do metody analizy sygnałów opartej na zdeterminowanych charakterystykach. Trajektoria może jednakże być dodatkowo opisana i uzupełniona dodatkowymi informacjami wynikającymi z eksperymentu (próby silnika).



Rys. 8. Trajektoria fazowa wyznaczona podczas próby silnika w czasie 500 ÷ 520 [s]

Przebiegi sygnałów z rys. 6 zostały zmodyfikowane do wygodniejszej postaci (rys. 9).



Rys. 9. Względne przebiegi sygnałów \bar{p}_2 , \bar{n} , $\bar{p}_2 - \bar{n}$, $d(\bar{p}_2 - \bar{n}) / dt$

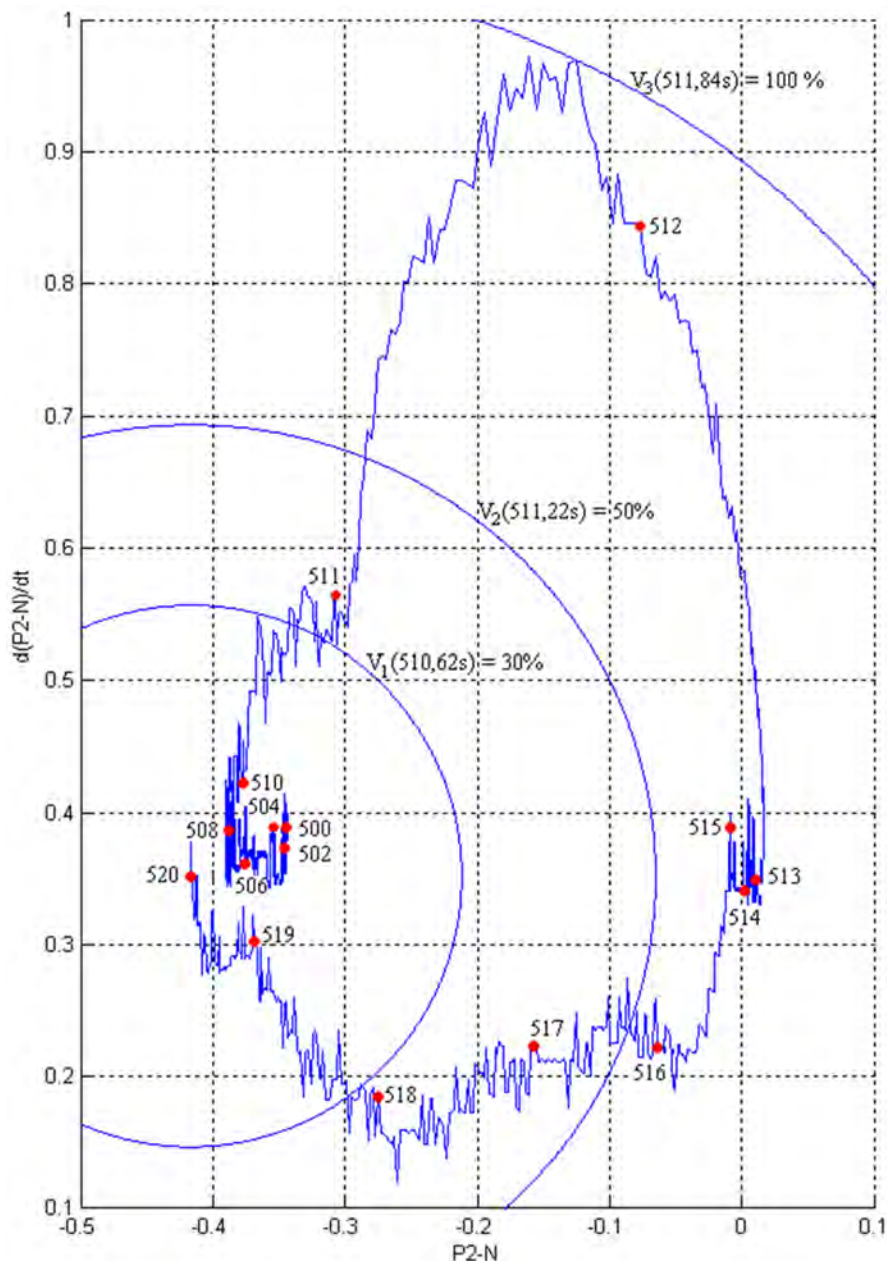
Sygnał p_0 został sprowadzony wg wzoru (14) do postaci względnej (rys. 9). Następnie po wprowadzeniu zmiennych stanu X_1 i X_2 :

$$X_1 = \bar{p}_0 \text{ oraz } X_2 = \dot{\bar{p}}_0 \quad (16)$$

oraz funkcji Lapunowa $V(X_1, X_2)$:

$$V(X_1, X_2) = X_1^2 + X_2^2 \quad (17)$$

Ostatecznie otrzymuje się portret fazowy (rys. 10)



Rys. 10. Portret fazowy układu regulacji silnika. $V(X_1, X_2)$ – funkcja Lapunowa

Wartości funkcji Lapunowa V_1, V_2, V_3 dla kolejnych chwil czasu t_1, t_2, t_3 , wyrażające ilościowo stan energetyczny układu w czasie są wyznaczone na podstawie przebiegu względnej wartości sygnału m_p (rys. 9). Portret fazowy daje pełną informację o silniku. Można analizować ruch wektora stanu (np. od 510s do 512s i następnie do 514s). Następnie można badać przejścia trajektorii przez poszczególne stany energetyczne, a także ocenić różnice między stanem

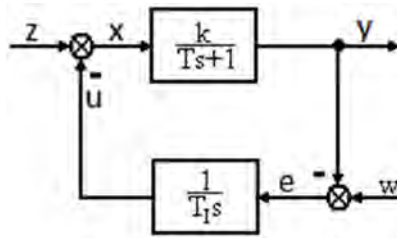
energetycznym, teoretycznym [V(X1,X2)], a faktycznym [V(DProb)]. Zatem ostatecznie można stwierdzić, że portret fazowy (rys. 10) daje możliwość syntetycznej analizy procesu działania kanału gazodynamicznego silnika lotniczego w otoczeniu z uwzględnieniem zasilania energetycznego. Z wyznaczonego portretu fazowego wynika brak wystarczającej płynności silnika podczas przechodzenia przez różne stany energetyczne.

3. KOMPLEKSOWA PARAMETRYCZNA METODA OCENY STANU REGULACJI TURBINOWEGO SILNIKA ODRZUTOWEGO

3.1. Podstawy teoretyczne parametrycznej oceny stanu regulacji silnika lotniczego podczas prób naziemnych odzwierciedlającej jego stan podczas lotu

Obecnie podczas oceny stanu regulacji silnika lotniczego decydującą rolę odgrywają wskaźniki jakości przebiegów sygnałów silnika wyznaczone podczas prób naziemnych. Mają one jednak tę wadę, że z powodu zmiany otoczenia i zakłóceń często nie odpowiadają one wskaźnikom jakości podczas lotu. Powstała zatem konieczność uzupełniania wyznaczonych wskaźników jakości przebiegów sygnałów wyznaczonych podczas prób naziemnych dodatkowym parametrem – potencjałem regulacyjnym wyznaczonym z równania stanu, który wiąże stan jakości działania układu z jego stanem technicznym. [2, 10] Zauważono także że problem ten może być rozwiązany poprzez przetworzenie sygnałów na parametry układu takie jak współczynniki wzmocnienia, stałe czasowe. Uzyskane parametry pozwalają ocenić wartość innych nieznanymi parametrów jakie wystąpią podczas lotu samolotu.

Na rys. 11 przedstawiono uproszczony schemat układu regulacji prędkości obrotowej silnika.



Rys. 11. Uproszczony schemat układu regulacji silnika lotniczego; k - współczynnik wzmocnienia obiektu, T , T_1 - stała czasowa silnika, stała czasowa całkowania regulatora, w - nastawiana wartość sygnału użytkowego, u - sygnał oddziaływania regulatora na obiekt, z - zakłócenie, y - sygnał użytkowy, x - sygnał pobudzający obiekt, e - sygnał uchybu, s - zmienna zespolona

Do oceny jakości działania silnika wyznacza się transmitancje układu otwartego H_o (18), układu zamkniętego od wartości zadanej (próby naziemne) H_w (19) i układu zamkniętego od zakłóceń (praca w locie) H_z (20) [10, 21]:

$$H_o = \frac{y}{z} = \frac{k}{T_1 s (T s + 1)} \quad (18)$$

$$H_w = \frac{y}{w} = \frac{\frac{k}{T T_1}}{s^2 + \frac{1}{T} s + \frac{k}{T T_1}} = \frac{1}{\frac{T T_1}{k} s^2 + \frac{T_1}{k} s + 1} \quad (19)$$

$$H_Z = \frac{y}{z} = \frac{\frac{k}{T}}{s^2 + \frac{1}{T}s + \frac{k}{TT_I}} = \frac{T_I s}{\frac{TT_I}{k}s^2 + \frac{T_I}{k}s + 1} \quad (20)$$

Z porównania H_W (19) i H_Z (20) widać, że odpowiedź impulsowa od „w” jest powiązana z odpowiedzią skokową od „z”. Dalej widać, że współczynnik wzmocnienia **1** układu z próby naziemnej (19) można pomnożyć przez aktualną dla danej próby nastawę regulatora T_I i w ten sposób za pomocą parametrów wyznaczonych podczas prób naziemnych otrzymać parametr T_I (20) występujący w transmitancji opisującej silnik podczas lotu.

$$T_I = 1 \cdot T_I \quad (21)$$

Ta możliwość daje przewagę parametrycznym metodom oceny stanu regulacji nad dotychczasowymi metodami bazującymi na wskaźnikach jakości przebiegów sygnałów. [10, 12]

3.2. Teoretyczne podstawy do kompleksowania modeli oceny stanu regulacji silnika

W procesie oceny stanu regulacji silnika (rys. 1 i 2) rozpatrywane są 4 podstawowe sygnały n – prędkość obrotowa, p_2 – ciśnienie za sprężarką, m_p – masowe natężenie przepływu paliwa, p_4 – ciśnienie w dyszy silnika. [2, 10, 12, 20, 21]

Do oceny jakości działania silnika bada się wszystkie relacje między głównymi sygnałami, które są opisywane następującymi transmitancjami [2, 10, 21]:

$$G_{1m_p} = \frac{\Delta n}{\Delta m_p} \quad (22) \quad G_{1p_2} = \frac{\Delta n}{\Delta p_2} \quad (23)$$

$$G_{2m_p} = \frac{\Delta p_4}{\Delta m_p} \quad (24) \quad G_{2p_2} = \frac{\Delta p_4}{\Delta p_2} \quad (25)$$

Zakłada się, że istnieje możliwość sprowadzenia modelu w postaci czterech transmitancji do jednego kompleksowego modelu o takiej pożądanej właściwości, że jakość działania silnika wyznaczona podczas prób naziemnych będzie też dostarczać wymaganą wiedzę o jego jakości w locie.

Po rugowaniu sygnałów wyjściowych Δn i Δt_4 z równań 22÷25 otrzymuje się:

$$G_{1m_p 1p_2} = \frac{\Delta p_2}{\Delta m_p} \quad (26) \quad G_{2m_p 2p_2} = \frac{\Delta p_2}{\Delta m_p} \quad (27)$$

Następnie ruguje się sygnały wejściowe Δm_p i Δp_2 i wtedy także z równań 22÷25 otrzymuje się:

$$G_{1n 1p_4} = \frac{\Delta n}{\Delta p_4} \quad (28) \quad G_{2n 2p_4} = \frac{\Delta n}{\Delta p_4} \quad (29)$$

Ostatecznie tworzy się model w postaci ilorazu stosunku transformat sygnałów wyjściowych do stosunku transformat sygnałów wejściowych:

$$G_{kompleks}(s) = \frac{G_{1np_4}}{G_{1m_p p_2}} = \frac{G_{2np_4}}{G_{2m_p p_2}} \quad (30)$$

Po uwzględnieniu zależności (26) i (28) otrzymuje się:

$$G_{kompleks}(s) = \frac{\frac{\Delta n}{\Delta p_4}}{\frac{\Delta p_2}{\Delta m_p}} = \frac{\Delta n \Delta m_p}{\Delta p_4 \Delta p_2} \quad (31)$$

Po zastosowaniu odwrotnego przekształcenia Laplace'a wyznacza się: [14, 19]

$$\mathcal{G}_{kompleks}(t) * \Delta p_4 * \Delta p_2 = \Delta n * \Delta m_p \quad (32)$$

Z zależności (31, 32) wynika, że istnieje jeden kompleksowy model silnika odpowiadający 4 modelom klasycznym stosowanym dotychczas w procesie oceny stanu regulacji silnika. Model ten jest transmitancją (31) lub zależnością splotu przebiegów p_4 i p_2 z odpowiedzią impulsową $g_{kompleks}(t)$ od splotu przebiegów n i m_p (32). Model splotu (32) jest trudny do rozwiązania. Do dalszej analizy bardziej nadaje się model (31). W przypadku przyjęcia modelu w postaci transmitancji (31) można przejść z przestrzeni zmiennej „s” do przestrzeni częstotliwości „ ω ” przez co uzyskuje się możliwość analizy sygnałów na podstawie gęstości mocy wzajemnej i własnej sygnałów rejestrowanych podczas próby silnika.

Z zależności (31) można wyznaczyć argument transmitancji $G_{kompleks}(j\omega)$: [12]

$$\text{Arg} G_{kompleks}(j\omega) = \Delta \varphi_{np_4 p_2 m_p} = \Delta \varphi_{np_4} - \Delta \varphi_{p_2 m_p} = \text{Arg} \frac{\frac{S_{np_4}}{S_{p_4 p_4}}}{\frac{S_{p_2 m_p}}{S_{m_p m_p}}} \quad (33)$$

Następnie można wyznaczyć kwadrat modułu transmitancji $G_{kompleks}(j\omega)$: [12]

$$|G_{kompleks}(j\omega)|^2 = \frac{\frac{S_{nn}}{S_{p_4 p_4}}}{\frac{S_{p_2 p_2}}{S_{m_p m_p}}} = \frac{\Delta n \Delta m_p}{\Delta p_4 \Delta p_2} = \frac{A_{nnp_4}^2(\omega)}{A_{p_2 p_2 m_p m_p}^2(\omega)} \quad (34)$$

gdzie:

S - gęstość widmowa mocy własnej bądź wzajemnej, $A^2(\omega)$ - kwadrat wzmocnienia amplitudowego; $\varphi(\omega)$ - przesunięcie fazowe.

Funkcję gęstości widmowej mocy S sygnałów wyznacza się na podstawie ich funkcji korelacji, względem których stosuje się przekształcenia Fouriera. Zatem gdy znane są przebiegi $n(t)$, $p_4(t)$, $p_2(t)$ i $m_p(t)$ to dla tych przebiegów można bez trudności wyznaczyć funkcje korelacji własnej i wzajemnej, a następnie ich gęstości mocy własne i wzajemne.

Ostatecznie można wyznaczyć kwadrat wzmocnienia amplitudowego sygnałów wejściowych $A_{p_2 p_2 m_p m_p}^2(\omega)$ i kwadrat wzmocnienia amplitudowego sygnałów wyjściowych $A_{nnp_4}^2(\omega)$, których iloraz jest poszukiwanym kompleksowym modelem silnika, z którego wyznacza się fizycznie interpretowalne wzmocnienie amplitudowe $|G_{kompleks}(j\omega)|^2$. W podobny sposób bazując na gęstości mocy wzajemnej sygnałów wyznacza się przesunięcie fazowe $\Delta \varphi_{np_4 p_2 m_p}$. [14, 19]

3.3. Kompleksowa parametryczna analiza stanu regulacji silnika na podstawie eksploatacyjnych badań silnika K-15

Zarejestrowane przebiegi sygnałów przebiegi $n(t)$, $p_4(t)$, $p_2(t)$ i $m_p(t)$ (rys. 3) zostały znormalizowane. Następnie zostały pomnożone przez okno Hanninga, a następnie została obliczona ich autokorelacja. Otrzymane wykresy autokorelacji i korelacji wzajemnej został przybliżone za pomocą wielomianu o ogólnej postaci:

$$R_{yy}(\tau) = z_4\tau^4 + z_3\tau^3 + z_2\tau^2 + z_1\tau + z_0 \quad (35)$$

Po przybliżeniu z dokładnością $R^2 > 0,995$ opisaną współczynnikiem determinacji otrzymano następujące postaci funkcji autokorelacji [12]:

$$R_{nn}(\tau) = -7,3281\tau^4 + 15,6815\tau^3 - 9,2732\tau^2 - 0,1229\tau + 1,0118 \quad (36)$$

$$R_{p_4p_4}(\tau) = -7,5692\tau^4 + 15,2088\tau^3 - 7,9041\tau^2 - 0,8170\tau + 1,0362 \quad (37)$$

$$R_{p_2p_2}(\tau) = -7,6062\tau^4 + 15,7378\tau^3 - 8,7375\tau^2 - 0,4574\tau + 1,0239 \quad (38)$$

$$R_{m_p m_p}(\tau) = -7,3299\tau^4 + 14,5705\tau^3 - 7,3304\tau^2 - 0,9945\tau + 1,0394 \quad (39)$$

$$R_{np_4}(\tau) = -7,9670\tau^4 + 16,3268\tau^3 - 8,9481\tau^2 - 0,4796\tau + 1,0238 \quad (40)$$

$$R_{p_2m_p}(\tau) = -7,9596\tau^4 + 16,1592\tau^3 - 8,6656\tau^2 - 0,6092\tau + 1,0298 \quad (41)$$

W celu wyznaczenia mocy widmowej funkcji z uzyskanych funkcji autokorelacji i korelacji wzajemnej stosuje się dwustronną transformatę Fouriera:

$$F\{R_{yy}\} = \int_{-\infty}^{\infty} R_{yy}(\tau)e^{-j\omega\tau} d\tau \quad (42)$$

Transformata wielomianu (36) po przejściu z przestrzeni „ $j\omega$ ” w przestrzeń zmiennej „ s ” przedstawia się następująco:

$$F\{R_{yy}\} = z_4 \frac{24}{s^5} + z_3 \frac{6}{s^4} + z_2 \frac{2}{s^3} + z_1 \frac{1}{s^2} + z_0 \frac{1}{s} \quad (43)$$

Po podstawieniu parametrów i wzorów (38 ÷ 42) do (34) i (35) otrzymujemy modele silnika w postaci wzmocnienia amplitudowego $|G_{kompleks}(j\omega)|^2$, a także przesunięcia fazowego w ogólnej postaci:

$$|G_{kompleks}(j\omega)|_i^2 = \frac{0,000032s^8 - 0,000034s^7 - 0,0010s^6 + 0,0062s^5 - 0,0058s^4 - 0,084s^3 + 0,42s^2 - 0,96s + 0,93}{0,000032s^8 - 0,000039s^7 - 0,0010s^6 + 0,0064s^5 - 0,0066s^4 - 0,086s^3 + 0,44s^2 - 1,02s + 1} \quad (44)$$

$$\Delta\varphi_{np_4p_2m_p}|_i = \text{Arg}\left(\frac{0,000030s^8 - 0,000043s^7 - 0,00095s^6 + 0,0062s^5 - 0,0074s^4 - 0,078s^3 + 0,42s^2 - 0,98s + 0,97}{0,000031s^8 - 0,000042s^7 - 0,00097s^6 + 0,0063s^5 - 0,0071s^4 - 0,082s^3 + 0,43s^2 - 1,01s + 1}\right) \quad (45)$$

Stan silnika wyrażony jest za pomocą 34 parametrów o konkretnej wartości. Dla różnych przebiegów otrzymuje się różne wartości parametrów. Podczas kolejnych prób wg identycznego programu parametry te powinny zachować stałą wartość.

PODSUMOWANIE

Otrzymany został kompleksowy model do oceny stanu regulacji turbinowego silnika odrzutowego. Model ten pozwala na obliczenie wzmocnienia amplitudowego $|G_{kompleks}(j\omega)|^2$ i przesunięcia fazowego $\Delta\varphi_{np_4 p_2 m_p}$, które mogą być interpretowane fizycznie. Stan silnika wyrażony jest za pomocą 34 parametrów o konkretnej wartości, przyjmujących różne wartości dla różnych przebiegów. Parametry modelu teoretycznego można porównać z parametrami eksperymentalnym uzyskanymi podczas prób naziemnych.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Antoniewicz J.: Automatyka, Warszawa 1973, WNT.
- [2] Balicki W., Szczeciński S.: Diagnostowanie lotniczych silników turbinowych, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa 2001.
- [3] Batko W., Majkut L.: The phase trajectories as the new diagnostic discriminates of foundry machines and devices usability, Archives of Metallurgy and Materials, vol 52(3), 2007.
- [4] Boliński B., Stelmaszczuk Z.: Eksploatacja silników turbinowych, WKŁ, Warszawa 1981.
- [5] Kaczorek T.: Teoria układów regulacji automatycznej, WNT, Warszawa 1974.
- [6] Lerner A.J.: Zarys cybernetyki, WNT, Warszawa 1971.
- [7] Lindstedt P.: Kanał przepływowy turbinowego silnika odrzutowego jako obiekt badań diagnostycznych, Biuletyn WAT Rok XLII nr 3 (487) marzec 1993.
- [8] Lindstedt P.: Metody identyfikacji układów automatycznej regulacji w procesie diagnozowania turbinowych silników odrzutowych, Zagadnienia Eksploatacji Maszyn z 2 PAN, PWN 1994.
- [9] Lindstedt P.: Reliability and its relation to regulation and diagnostics the machinery exploration systems, Journal of KONBIN Vol. 1 No 2/2006, Wyd. ITWL, Warszawa 2006.
- [10] Lindstedt P.: Praktyczna diagnostyka maszyn i jej teoretyczne podstawy, Wydawnictwo Naukowe ASKON, Warszawa 2002.
- [11] Lindstedt P., Golak K.: Examination of operational dependability demonstrated by turbine reactive engines, Journal of Konbin 2,3(14,15)2010, Wyd. ITWL. Warszawa 2010.
- [12] Lindstedt P., Golak K.: Premises for comprehensive parametric evaluation of the condition of turbojet engine regulation, Journal of Konbin No 4(16)2010, Wyd. ITWL. Warszawa 2010.
- [13] Mynarski S.: Elementy teorii systemów i cybernetyki. PWN, Warszawa 1974.
- [14] Osowski J.: Zarys rachunku operatorowego, WNT, Warszawa 1981.
- [15] Pawlak Wl.: Computer simulation of transient processes in a turbojet engine, with special attention to amplitudes of thermal shocks in some selected fault models of operations, The archive of mechanical engineering VOL LIV No 3 2007
- [16] Pawlak Wl., Wiklik K., Morawski J.M.: Synteza i badanie układów sterowania lotniczych silników turbinowych metodami symulacji komputerowej, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa 1996.
- [17] Pełczewski W.: Teorie sterowania, WNT, Warszawa 1980.
- [18] Staniszewski R.: Sterowanie zespołów napędowych, WKŁ, Warszawa 1988.
- [19] Szabatin J.: Podstawy teorii sygnałów, WKŁ, Warszawa 2000.
- [20] Szczeciński S.: Lotnicze silniki turbinowe, MON, Warszawa 1965.
- [21] Szevjakow: Awtomatika awiacionnych i rakietychnych siłowych ustanowok, Maszynostrojenije, Moskwa 1970.
- [22] Szopliński Z.: Badanie i projektowanie układów regulacji, WNT, Warszawa 1975.

ZESPOŁY NAPĘDOWE BEZZAŁOGOWYCH STATKÓW POWIETRZNYCH

RYSZARD SABAK

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Streszczenie

W artykule przedstawiono problematykę wyboru rodzaju napędu do BSP o wyraźnie określonych zadaniach wojskowych. Z nich wynikają bowiem osiągi lotne jak prędkość i wysokość lotu oraz zakres czasowy ich osiągania, utrudnienia rozpoznania BSP wzrokowego, radarowego czy dźwiękowego, a także – udźwig i długotrwałość lotu.

Słowa kluczowe: napędy BSP, spalinowe silniki tłokowe i turbinowe, silniki elektryczne

Jednym z najważniejszych zadań na etapie projektowania bezzałogowego samolotu jest właściwy dobór jego zespołu napędowego¹. Jako podstawowe dane wyjściowe należy potraktować przeznaczenie oraz wymagania dla statku powietrznego. W bezzałogowych statkach powietrznych w zależności od ich wielkości i przeznaczenia stosuje się różnego rodzaju zespoły napędowe:

- silniki elektryczne dla samolotów o masie do 6kg (choć są próby cięższych samolotów z dużymi silnikami zasilanymi z baterii słonecznych)
- spalinowe silniki tłokowe i turbinowe napędzające najczęściej śmigło pchające,
- turbinowe silniki odrzutowe

Rodzaj wybranego silnika zależy od przewidywanych zadań BSP np. jako latającego celu (wymóg dużej prędkości), rozpoznania taktycznego (duży zasięg i wysokość lotu), bezpośredniego rozpoznania pola walki (cichość, mała prędkość i mała wysokość lotu). W każdym przypadku – wystarczający udźwig aparatury rozpoznawczej itp.

Dobór zespołu napędowego polega na wybraniu, spośród różnych możliwości takiego rodzaju, który umożliwi najlepsze wykorzystanie charakterystyk płatowca oraz wytworzy odpowiedni ciąg w celu spełnienia wszystkich wymagań stawianych samolotowi.

¹Od redaktora wydania Zeszytu „Prac ILotu 213”: tematyka tego artykułu jest szczególnie trudna do inżynierskiego opracowania – umożliwiającego wybór optymalnego napędu do BSP o określonych zadaniach taktycznych. Dostępność danych liczbowych o osiągnięciach istniejących BSP jest skrajnie ograniczona, a sportowe osiągnięcia modelarskie stanowią efekt intuicyjnych wyborów ich Twórców i zależą głównie od możliwości „zdobycia” na rynku silników o określonej mocy i ciągu.

Wielkość ciągu obliczana jest najczęściej z następujących warunków:

- zasięg lotu,
- długotrwałość lotu
- prędkość wznoszenia
- pułap praktyczny
- prędkość maksymalna w locie poziomym na określonej wysokości lotu,

Dla bezzałogowych statków powietrznych, których najczęstszym zadaniem jest rozpoznanie, najważniejszym warunkiem jest długotrwałość lotu. Dlatego też dąży się do minimalizacji masy wszystkich zespołów statku powietrznego, w tym także zespołu napędowego.

NAPĘD ELEKTRYCZNY

Podstawowymi elementami elektrycznego zespołu napędowego są:

- śmigło
- silnik
- akumulator
- regulator

Śmigło jest podstawowym elementem wymiarującym główny zespół śmigło – silnik. Dlatego dobiera się je indywidualnie, biorąc pod uwagę takie parametry jak:

- sprawność, silniki o większej sprawności zapewnią mniejsze zużycie energii,
- maksymalna moc silnika,
- maksymalna prędkość obrotowa,
- masa zespołu śmigło – silnik.

Interesujący jest fakt rozpowszechnienia w BSP śmigieł pchających, co jest podyktowane szansą uzyskania większej efektywności niż śmigieł ciągnących. Dzięki zastosowaniu śmigła pchającego otrzymuje się również możliwość umieszczenia aparatury rozpoznawczej z przodu statku powietrznego.

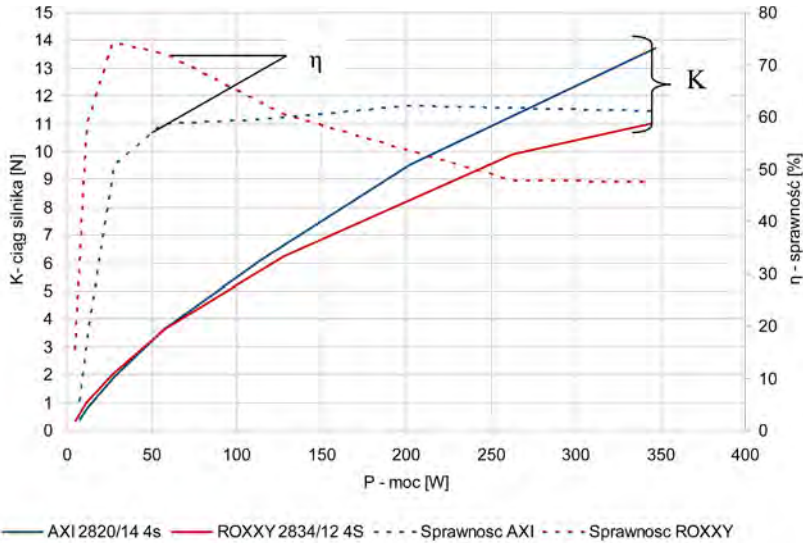
Dobierając współpracujące ze sobą śmigło i silnik należy zwrócić szczególną uwagę na zależność mocy pobieranej P do ciągu wytworzonego K . Dobór śmigła o tej samej średnicy a większym skoku może zwiększyć moc niezbędną do wytworzenia określonego ciągu. Przy doborze silnika należy również uwzględniać zmianę sprawności η silnika elektrycznego w zależności od rodzaju zamontowanego śmigła. Przedstawione na rys. 1 otrzymane wykresy sprawności η dla dwóch podobnych silników trójfazowych o porównywalnych masach i mocach z zamontowanymi śmigłami tego samego typu.

Zmiana śmigła powoduje zmianę osiąarów zespołu napędowego, tak również zmiana silnika powoduje zmianę uzyskiwanego ciągu na śmigle.

Następnym elementem układu napędowego jest t.zw. pakiet zasilający. Musi on zabezpieczyć wszystkie elementy w dostateczną do ich działania energię. W większości rozwiązań małych bezzałogowych statków powietrznych stosowany jest pakiet złożony z trzech lub czterech cel litowo-polimerowych akumulatorów o napięciu nominalnym 11,1/14,8V. Przy doborze pakietu akumulatorów należy zwrócić szczególną uwagę na ich pojemność, masę, maksymalny dopuszczalny ciągły prąd rozładowania, tj. cechy zapewniające wykonywanie zadań podczas lotu.

Kolejnym podzespołem wchodzącym w skład napędu są regulatory prądowe. Zadaniem regulatorów jest zamiana sygnału sterującego przychodzącego od jednostki pomiarowo-sterującej na odpowiednią wartość i częstotliwość napięcia zapewniającego pracę silnika na zadanej ustalonej prędkości obrotowej. Regulator należy dobierać indywidualnie w zależności od ro-

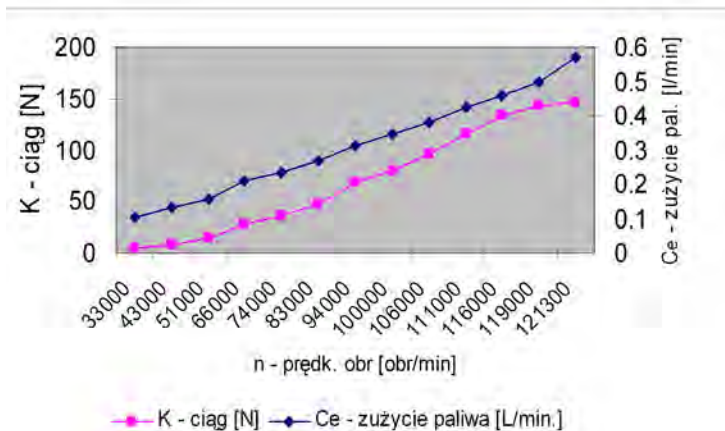
dzaju użytego silnika. Głównymi parametrami charakterystycznymi są tutaj rodzaj prądu wyjściowego, może to być prąd stały lub przemienny trójfazowy, maksymalna wartość prądu jaka jest pobierana w układzie oraz rodzaj i napięcie pakietów z jakimi może pracować dany regulator.



Rys. 1. Wykres mocy pobieranej do ciągu wytworzonego przez zespół napędowy z silnikiem elektrycznym

SILNIK ODRZUTOWY

Do napędu małych bezzałogowych statków powietrznych stosowane są turbinowe silniki odrzutowe o ciągu 15-30 daN i masie około 2kg. Najczęściej są to wysokoobrotowe silniki których turbina rozkręca się do 120 000 obr/min, a czasami i więcej. Ze względu na tak wysokie prędkości obrotowe, sposób smarowania oraz temperaturę gazów wylotowych 850 – 950 K czas pracy tego rodzaju silników jest bardzo ograniczony i wynosi około 25 – 30 h.



Rys. 2. Zależność ciągu K i eksploatacyjnego zużycia paliwa C_e od prędkości obrotowej wirnika turbinowego silnika odrzutowego

Na wykresie (rys. 2) przedstawiono charakterystykę ciągu K [N] oraz zużycia paliwa C_e [l/min] w zależności od prędkości obrotowej n miniaturowego silnika odrzutowego o ciągu maksymalnym 160N.

Jedną z głównych różnic w budowie małych turbinowych silników odrzutowych w porównaniu z silnikami stosowanymi w „dużym” lotnictwie cywilnym i wojskowym jest brak napędu agregatów. Silnik taki w czasie swojej pracy potrzebuje cały czas zewnętrznego źródła zasilania energetycznego w paliwo w celu sterowania parametrami jego pracy oraz do napędu pompy paliwowej. Z tego względu oprócz ograniczenia wielkości zbiornika paliwa na małych BSP występuje także ograniczenie w pojemności akumulatorów pokładowych które służą również do zasilania innych elementów płatowca: sterowania, obserwacji, łączności.

PODSUMOWANIE

Dobór zespołu napędowego do małych Bezzałogowych Statków Powietrznych uwarunkowany jest wieloma parametrami. Jednym z najważniejszych jest długość lotu oraz dopuszczalna masa całego zespołu napędowego razem ze źródłami energii elektrycznej oraz paliwem. Dlatego też doboru poszczególnych elementów zespołu napędowego należy dokonywać indywidualnie dopasowując elementy składowe do siebie oraz całego statku powietrznego.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Cichosz E., Kordziński W., Łyżwiński M, Szczeciński S.: Napędy lotnicze. Charakterystyka i zastosowanie napędów. WKiŁ, Warszawa 1980
- [2] Staszek J.: Aerodynamika modeli latających. WKiŁ, Warszawa 1983
- [3] Sprawozdania i opracowania z badań przeprowadzonych w ITWL

BADANIA OSIĄGÓW I EMISJI SPALIN SILNIKA LOTNICZEGO FRANKLIN-4A ZASILANEGO PALIWEM AVGAS I E85

PAWEŁ BOGUSZEWICZ

Instytut Lotnictwa

Streszczenie

W niniejszej pracy zostały przedstawione wyniki prób naziemnych czterocylindrowego silnika lotniczego Franklin 4A obciążonego hamulcem wiropładowym. Praca miała na celu porównanie osiągnięć i emisji spalin badanego silnika zasilanego „klasyczną” benzyną lotniczą Avgas 100LL i biopaliwem E-85 (mieszanka benzyny i etanolu) za pośrednictwem gaźnika, a następnie niskociśnieniowego układu wtryskowego. Opisano zakres zmian układu zasilania wykonanych w celu przystosowania silnika i stoiska do zasilania paliwem E-85. Wyniki prób potwierdzają możliwość zastąpienia stosowanych w lotnictwie benzyn zawierających tetraetylołów biopaliwem E-85.

WSTĘP

W dzisiejszym, szybko zmieniającym się świecie wiele organizacji intensywnie rozwija odnawialne technologie pozyskiwania energii. Jest to spowodowane niestabilnością gospodarki, która jest mocno uzależniona od kończących się zapasów ropy naftowej oraz węgla. Kolejnym powodem jest zwrócenie w ostatnich latach uwagi na czynniki ekologiczne. Wspomniane paliwa kopalne są potężnymi wytwórcami gazu „cieplarnianego”, tj. dwutlenku węgla CO₂. Przewodzone obecnie badania w zakresie biopaliw mają na celu zastąpienie paliw ropopochodnych, dostarczających 95% energii w transporcie, źródłami energii odnawialnej. W przeszłości nasze społeczeństwo korzystało prawie całkowicie z odnawialnych źródeł energii. Dzisiaj podejmowane są próby powrotu do takiego stanu na technologicznie zaawansowanym poziomie, zapewniającym wysokie standardy życia ciągle rosnącej liczbie ludzi na naszej planecie [1].

Najbardziej rozpowszechnionymi biopaliwami dzisiaj są etanol i biodiesel. Wzrost ich zastosowania jest spowodowany możliwością tworzenia mieszanek etanolu z benzyną i estrów olei roślinnych z olejem napędowym, które z kolei mogą być użyte do napędu istniejących silników.

Lotnictwo jest jedną z najbardziej wymagających gałęzi transportu w stosunku do własności paliw. Obecnie spora ilość tłokowych silników lotniczych wymaga wykorzystywania wysokooktanowego paliwa, co jest główną trudnością w zastosowaniu bezołowiowej benzyny lotniczej. Zastąpienie paliw ropopochodnych biopaliwami w lotnictwie umożliwi zmniejszenie emisji zanieczyszczeń oraz niemal całkowite wyeliminowanie pewnych szkodliwych substancji wchodzących w skład spalin, takich jak siarka, czy dodatki antydetonacyjne (np. czteretyłek ołowiu).

Biopaliwa, zwane także odtwarzalnymi, mają tę przewagę nad paliwami kopalnymi, że ich spaliny (CO_2) zostaną biologicznie rozłożone i węgiel stanie się budulcem roślin, a tlen wzbogaci atmosferę Ziemi. Te przeobrażenia odbywają się „od zawsze” bez udziału człowieka – tylko dzięki tzw. fotosyntezie, tzn. dzięki słońcu. Natomiast kopalne paliwa, wydobyte ze skorupy ziemskiej do niej nie wrócą w czasie dla nas obecnie przewidywanym.

1. OBECNA PRODUKCJA BIOPALIW

Stany Zjednoczone, Brazylia i Państwa Unii Europejskiej są światowymi liderami w produkcji biopaliw. Obecnie produkcja biopaliw jest wspierana przez rządy wielu państw. Zwiększenie zainteresowania biopaliwami spowodowały ostatnie postępy w technologii ich wytwarzania i wykorzystania. Technologia wytwarzania etanolu z biomasy zawierającej celulozę jest obecnie rozwijana w kierunku zastąpienia benzyn. Prowadzone są również prace nad zastosowaniem bioetanolu w silnikach o zapłonie samoczynnym.

Przemysł lotniczy jest zainteresowany rozwojem proekologicznych technologii. Uniezależnienie się od zagranicznych dostawców, zmniejszenie kosztów oraz obniżenie emisji szkodliwych substancji są głównymi zaletami odnawialnych źródeł energii. Biopaliwa są doskonałą alternatywą dla „starych” paliw lotniczych i mogą być konkurencyjne cenowo.

2. SPECYFIKA ZASTOSOWANIA BIOPALIW DO NAPĘDU SILNIKÓW LOTNICZYCH

W lotnictwie obserwuje się coraz większe zainteresowanie biopaliwami. Planowane są kolejne loty demonstracyjne przy zasilaniu silników różnymi biopaliwami. W tabeli 1 przedstawiono parametry paliw biologicznych oraz dla porównania konwencjonalnych. We wszystkich przypadkach spalanie 1kg paliwa pochodzenia biologicznego produkuje mniej CO_2 niż paliwa ropopochodne. Pod względem energetycznym biopaliwa przewyższają ilością energii przypadającej na jednostkę masy powstałego CO_2 . Paliwa pochodzenia biologicznego zawierają więcej wodoru w stosunku do zawartości węgla, niż to ma miejsce w paliwach ropopochodnych. [2]

Tabela 1 Parametry i wskaźniki paliw pochodzenia biologicznego oraz benzyn i nafty lotniczej

Paliwo	Wartość opałowa [MJ/dm ³]	Wartość opałowa [MJ/kg]	Gęstość [kg/dm ³]	Liczba oktanowa MON	kg CO_2 /kg paliwa	MJ/kg CO_2
AvGas	32,0	44,0	0,69-0,79	100	3,30	13,4
Butanol	29,2	33,0	0,810	78	2,37	13,8
Etanol	19,6	27,0	0,789	112	1,91	14,2
Metanol	16,0	20,0	0,791	104	1,37	14,2
Jet A-1	33,6	42,0	0,800	8	3,40	12,3
Ester	34,8	39,6	0,880	25	2,90	13,8

3. STOISKO DO BADAŃ TŁOKOWEGO SILNIKA LOTNICZEGO FRANKLIN-4A

Badania tłokowego silnika lotniczego przedstawione w niniejszej pracy zostały przeprowadzone w hamowni Zakładu Napędów Instytutu Lotnictwa w Warszawie. Obiektem badań był silnik Franklin-4A zasilany gaźnikiem oraz wielopunktowym układem wtryskowym. Łącznie wykonano 5 charakterystyk śmigłowych w celu porównania osiągnięć i składu spalin silnika zasilanego „klasyczną” benzyną lotniczą Avgas i paliwem E-85.

3.1. Specyfikacja badanych paliw

Badania były przeprowadzone na dwóch paliwach:

- Avgas 100LL – lotnicza benzyna ołowiowa
- E85 – mieszanina benzyny i etanolu

Przed przeprowadzeniem badań została wykonana analiza własności fizykochemicznych i składu chemicznego próbek badanych paliw przez Zespół Badań Chemicznych Polskich Linii Lotniczych LOT S. A. Porównanie paliw Avgas i E85 na podstawie wykonanej analizy są przedstawione w tabeli 2.

Tabela 2 Porównanie własności fizykochemicznych i składu chemicznego paliw Avgas 100LL i E85

Lp.	Parametr	AVGAS 100LL	E85
1	Wartość opałowa, [MJ/kg]	43,58	30,6
2	Wartość opałowa, [MJ/dm ³]	31,55	23,7
3	Gęstość w 20°C, [kg/m ³]	0,71893	0,77339
4	Teoretyczne zapotrzebowanie powietrza, [kg/kg]	14,7	10,2
5	Wygląd zewnętrzny	bez zanieczyszczeń mechanicznych, klarowny	bez zanieczyszczeń mechanicznych, klarowny
6	Kolor	Niebieski	Żółty
7	Przewodność elektryczna	208 [pS/m (20°C)]	19 [uS/m]
8	pH	---	6,22/6,58
9	Chlorki, [mg/l]	---	1,5
10	Sucha pozostałość po odparowaniu, [mg/l]	---	13,2
11	Benzen, [%v/v]	0,02	0,17
12	Zawartość węglowodorów, [%v/v]	---	ok. 20%
13	Cu, [mg/l]	<0,1 (nie wykryto)	0,004
14	Fe, [mg/l]	<0,2 (nie wykryto)	0,013
15	Mn, [mg/l]	<0,1 (nie wykryto)	<0,001

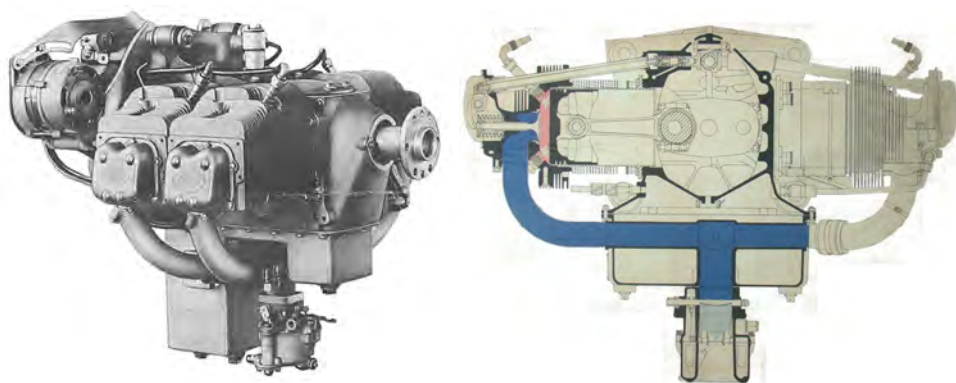
16	Na, [mg/l]	1,0	0,08
17	Pb, [mg/l]	488	0,008
18	P, [mg/l]	---	0,004
19	S, [mg/l]	0,1	3,85
20	Woda [%m/m]	67ppm	0,10%
21	Żywice nieprzemylane, [mg/100ml]	0,4	6,4
22	Żywice przemylane rozpuszczalnikiem, [mg/100ml]	0,4	0,2
23	Temp. końca destylacji, [°C]	124,1	164,8
24	Pozostałości po destylacji, [%v/v]	1,2	1,6
25	Prężność par, [kPa]	54,6	46,1
26	Smarność, korygowana średnica śladu zużycia w temp. 60°C, [µm]	851	701
27	Zawartość kwasów w przeliczeniu na kwas octowy, [mg/l]	---	9

3.2. Opis badanego obiektu

Badania przeprowadzono na silniku Franklin-4A-235-B4 (Rys. 1) zamontowanym na hamowni stacjonarnej. Jest to czterocylindrowy, 4-suwowy, chłodzony powietrzem silnik tłokowy o przeciwsobnym układzie cylindrów, stosowany jako napęd lekkich samolotów. Dane techniczne badanego silnika w kompletacji fabrycznej są przedstawione poniżej (Tabela 3).

Tabela 3 Dane techniczne silnika Franklin-4A-235-B4

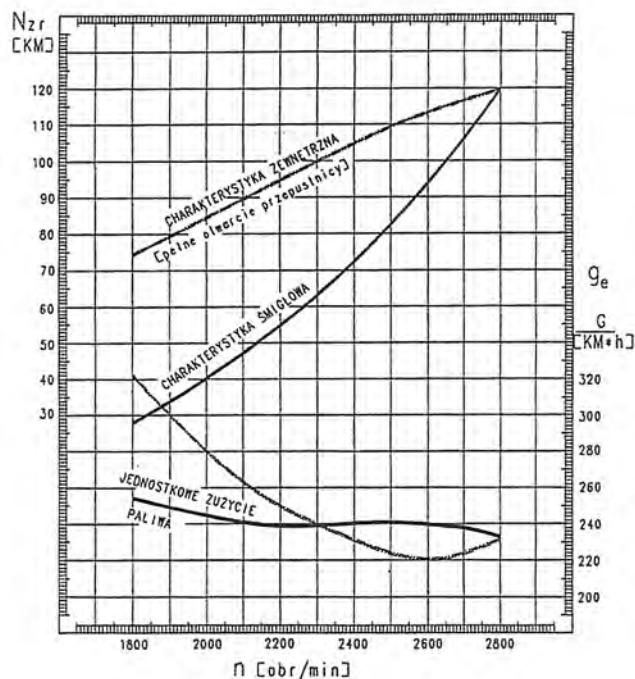
Moc startowa	91,9 ±4 kW (125 ±4 KM) przy 2800 obr/min
Prędkość obrotowa maksymalna	2800 obr/min
Prędkość obrotowa biegu jałowego	750 – 950 obr/min
Liczba cylindrów	4
Stopień sprężania	8,5 : 1
Pojemność skokowa silnika	3851 cm ³
Średnica cylindra	117,5 mm
Skok	88,9 mm ^a
Paliwo	Benzyna lotnicza 100/130
Maksymalna temperatura głowicy	200°C
Maksymalna temperatura oleju	120 °C
Masa	101 kg
Kąt wyprzedzenia zapłonu	32° przed GMP
Kolejność zapłonu	1, 4, 2, 3



Rys. 1. Widok i przekrój poprzeczny silnika Franklin-4A-235-B4

3.3. Zasilanie gaźnikowe

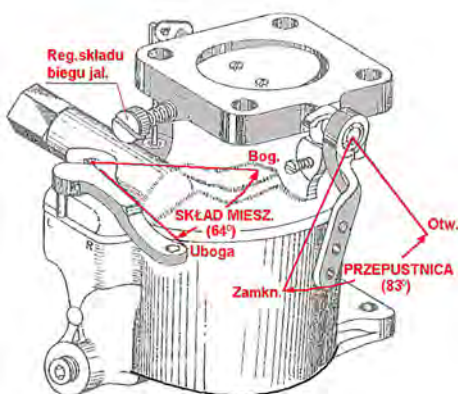
Silnik Franklin-4A w wersji fabrycznej jest zasilany gaźnikiem pływakowym Marvel-Schebler MA-3SPA, który jest przystosowany do pracy na benzynie lotniczej Avgas 100LL. Podawane przez producenta charakterystyki silnika, wygląd zewnętrzny oraz elementy sterowania są przedstawione poniżej (Rys. 2 i Rys. 3).



Rys. 2. Charakterystyki silnika Franklin 4A-235-B31

Elementy przepływowe fabrycznego gaźnika są tak dobrane, aby dostarczał on mieszankę maksymalnie zbliżoną do stechiometrycznej. W celu przystosowania badanego silnika do pracy na paliwie etanolowym wykonano pewne modyfikacje elementów przepływowych gaźnika,

aby zrekompensować zmniejszenie wartości opałowej paliwa E85 w stosunku do benzyny. Pierwotnie przy przepływie przez gardziel 14,7 kg powietrza z komory pływakowej zasysany był 1 kg benzyny. Należało tak zmodyfikować elementy przepływowe gaźnika aby 1 kg paliwa E85 była zasysany przy przepływie 10,2 kg powietrza.



Rys. 3. Wygląd zewnętrzny gaźnika Marvel-Schebler

Modyfikacje gaźnika obejmowały:

- Powiększenie szczeliny sterującej w parze suwakowej układu regulacji składu mieszanki,
- Powiększenie średnicy głównej dyszy paliwa z ok. 2,5 mm na 3 mm,
- Wypolerowano elementy przepływowe i gardziel gaźnika. [5]

Do istniejącej instalacji paliwowej stoiska badawczego, pracującego na benzynie, dobudowano:

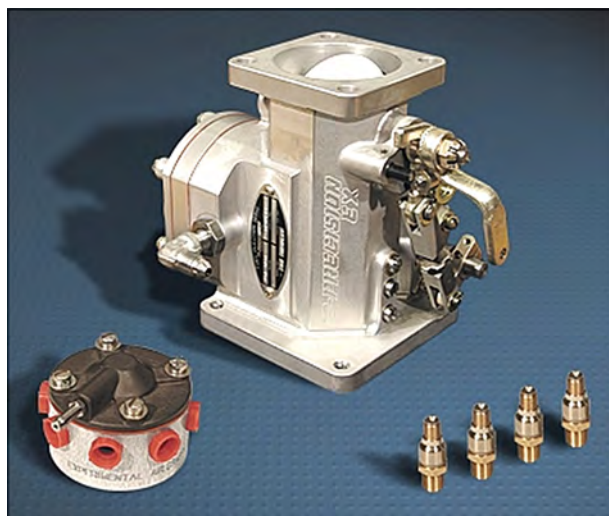
- zbiornik z materiału kwasoodpornego,
- odpowiedni filtr do paliwa E85,
- zawory przełączające przepływ,
- wymieniono wszystkie przewody na nierdzewne.

3.4. Zasilanie układem wtryskowym

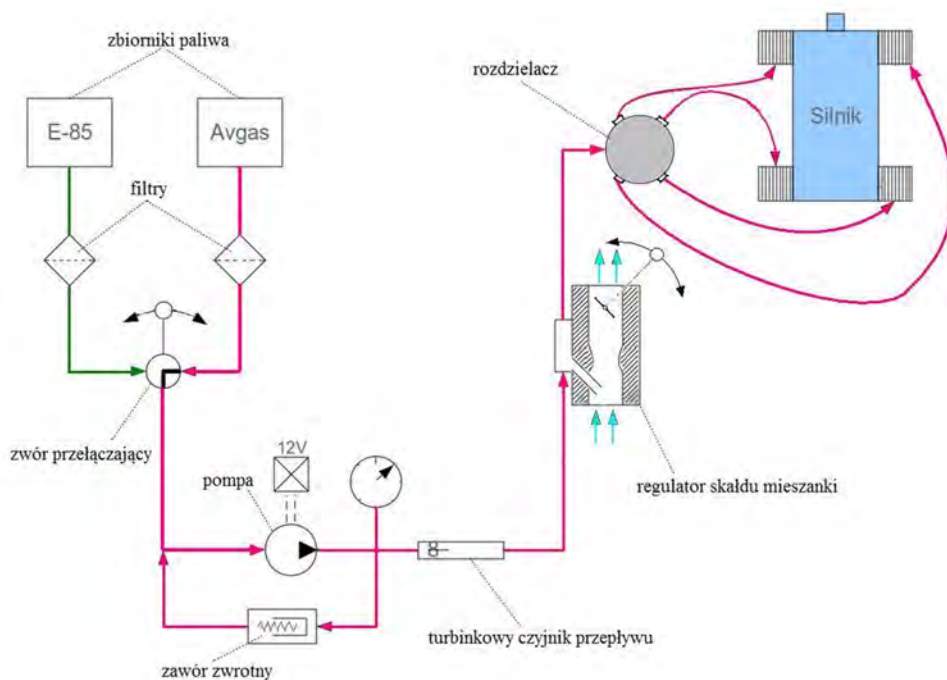
Przeprowadzone były również badania na silniku zasilanym wielopunktowym układem wtryskowym EX-5VA1 Fuel Injection Servo firmy Precision Airmotive (Rys. 4). Jest to niskociśnieniowy układ wtryskowy o ciągłym wtrysku. Układ wtryskowy umożliwia wyeliminowanie dwóch podstawowych wad gaźnika – nierównomiernego składu mieszanki w poszczególnych cylindrach oraz oblodzenia gaźnika. Proces odparowania jest przeniesiony w pobliże zaworów ssących, dzięki czemu unika się spadku temperatury w okolicy przepustnicy i jej oblodzenia.

Niskociśnieniowy układ wtryskowy składa się z następujących podzespołów:

- Pompa rozruchowa,
- Regulator składu mieszanki,
- Rozdzielacz,
- Zawory zwrotne,
- Wtryskiwacze.

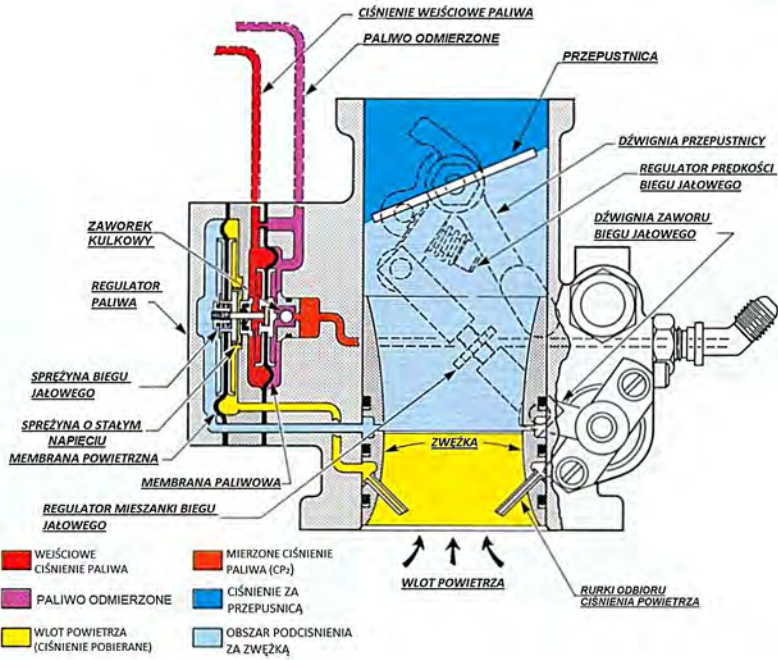


Rys. 4. Wielopunktowy układ wtryskowy EX-5VA1 Fuel Injection Servo [8]



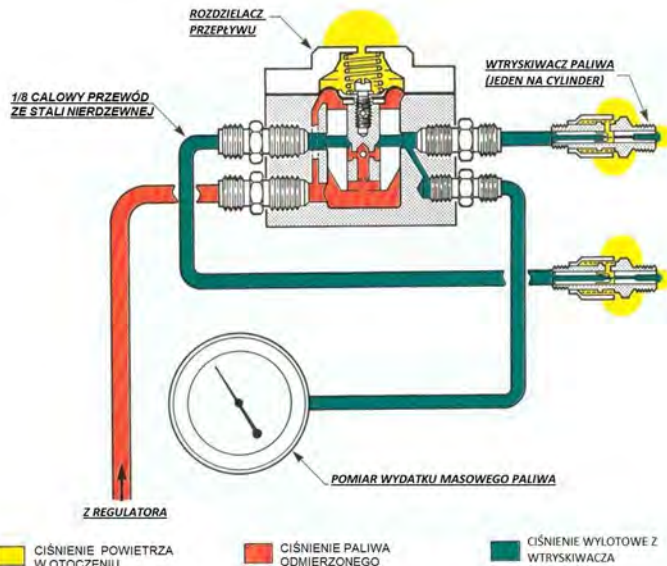
Rys. 5. Schemat instalacji paliwowej zawierającej niskociśnieniowy układ wtryskowy

Pompa elektryczna podaje paliwo poprzez zawór zwrotny do regulatora składu mieszanki (Rys. 6), następnie do rozdzielacza, skąd dociera do wtryskiwaczy. Ilość paliwa podawana do wtryskiwaczy zależy od położenia przepustnicy (ciśnienia panującego w gardzieli regulatora).

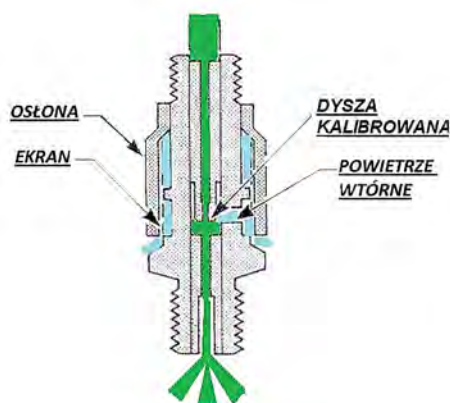


Rys. 6. Regulator składu mieszanki, przekrój i schemat działania

Niezależnie od położenia przepustnicy ilość podawanego paliwa może być regulowana dźwignią składu mieszanki, która również służy do zatrzymywania silnika (w skrajnym położeniu). Strumień paliwa odmierzony przez regulator składu mieszanki dopływa do rozdzielacza (Rys. 7), z którego jest rozprowadzany do wtryskiwaczy (Rys. 8) umieszczonych w kolektorach dolotowych (Rys. 9) poszczególnych cylindrów silnika. [6]



Rys. 7. Schemat rozdzielacza paliwa



Rys. 8. Schemat wtryskiwacza paliwa



Rys. 9. Widok wtryskiwaczy zamontowanych w kolektorach dolotowych

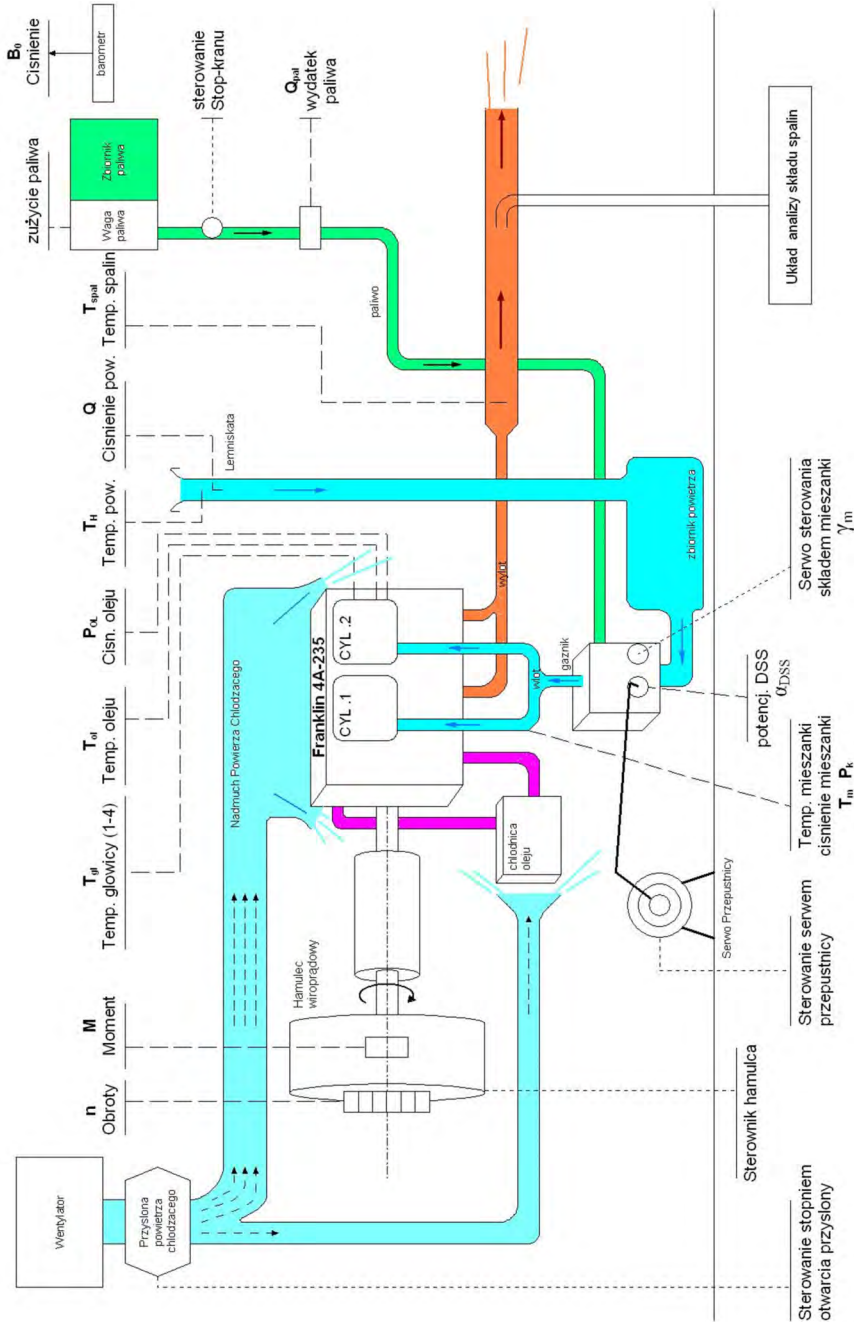
Podczas prób silnika zasilanego układem wtryskowym zastosowano elektryczną pompę paliwa Energy E0409 (od układu wtrysku wielopunktowego silnika Rover K16). Według wymagań technicznych układ Silver Hawk EX-5VA1 ciśnienie paliwa zasilającego regulator składu mieszanki powinno wynosić od 1,5 do 3 barów, dlatego w układzie tłoczenia paliwa zastosowano zawór przelewowy, który nadmiar paliwa kierował na wlot pompy utrzymując po stronie tłocznej zadane ciśnienie.

3.5. Opis stanowiska badawczego

Stanowisko badawcze znajduje się hamowni silników tłokowych (budynek „P”) Instytutu Lotnictwa. Jest ono wyposażone w:

- Hamulec elektrowirowy,
- Układ zasilania paliwem,
- Układ chłodzenia,
- Układy sterowania
- Układy pomiarowe parametrów pracy silnika,
- Układ pomiaru składu spalin.

Ogólny schemat stanowiska jest przedstawiony poniżej (Rys. 10).



Rys. 10. Schemat stanowiska badawczego

Badany silnik został obciążony hamulcem elektrowirowym AMX 200/200, który służy do odbioru i pomiaru mocy. Moc silnika w określonym punkcie pracy jest wyliczana z podstawowych parametrów silnika, które są mierzone na hamulcu:

- moment obrotowy [Nm] (precyzyjny czujnik tensometryczny),
- prędkość obrotową [obr/min] (magnetyczny nadajnik impulsowy) [9].

Sterowanie silnikiem odbywa się poprzez sterownik hamulca AMX211 sterujący prądem hamulca za pomocą sterownika prądu AMX 202 i położeniem przepustnicy przy użyciu sterownika organu wykonawczego AMX 201. Został wykonany oddzielny układ sterowania serwowym składem mieszanki (γ_m).

Podczas badań sterowanie zespołem silnik – hamulec odbywało się w trybie, w którym zadawane były następujące sygnały:

- Położenie przepustnicy – α_{DSS}
- Położenie dźwigni składu mieszanki – γ_m
- Prędkość obrotowa – n

Wartości parametrów pracy silnika były rejestrowane przy użyciu trzech systemów pomiarowych:

- systemu firmy „Automex” wykorzystującego oprogramowanie „PARM”,
- systemu rejestracji ciągłej ATM-QAR z oprogramowaniem FDS,
- systemu firmy Signal do pomiaru składu spalin.

4. WYNIKI PRÓB NAZIEMNYCH SILNIKA FRANKLIN 4A ZASILANEGO PALIWEM „KLASYCZNYM” I PALIWEM ETANOLOWYM

Próby obejmowały wykonanie charakterystyk śmigłowych badanego silnika i porównanie jego osiągnięć przy zasilaniu benzyną lotniczą Avgas 100LL i paliwem etanolem E85. Badany silnik był zasilany pierwotnie poprzez gaźnik, a następnie poprzez układ wtryskowy. W celu dostosowania gaźnikowego układu zasilania badanego silnika do pracy na paliwie E85 zmodyfikowano jego elementy przepływowe, aby zrekompensować zmniejszenie wartości opałowej paliwa E85.

Ze względu na to, że silnik obciążony był hamulcem, a nie śmigłem, wykonanie charakterystyki śmigłowej silnika było oparte o wcześniej założoną charakterystykę śmigła. Podczas próby ustawiano położenie przepustnicy oraz prędkość obrotową według założonej charakterystyki śmigłowej. Następnie po osiągnięciu stanu ustalonej pracy silnika zapisywano wszystkie parametry przy czterech położeniach dźwigni regulacji składu mieszanki γ_m (zaczynając od pełnego wzbogacenia). Nie we wszystkich punktach udało się uzyskać stan ustalonej pracy silnika. Prezentowane wyniki obejmują jedynie te punkty w których silnik pracował „równno”.

4.1. Silnik zasilany benzyną Avgas 100LL za pomocą gaźnika

Z wyników próby można odczytać, że przebieg charakterystyki dla silnika zasilanego benzyną lotniczą Avgas 100LL zależy od składu mieszanki w przedziale prędkości obrotowych od 1800 do 2400 obr/min. Maksymalna moc uzyskana podczas próby wynosi 80,3 kW, przy prędkości obrotowej 2800 obr/min i składzie mieszanki biskim stechiometrycznemu $\lambda=0,975$. Minimalne jednostkowe zużycie paliwa uzyskane podczas tej próby wynosi 284 g/kWh przy $N=2400$ obr/min i $\lambda=1,025$. W przedziale prędkości obrotowych 2400 – 2600 obr/min dla mieszanki zbliżonej do stechiometrycznej ($\lambda \rightarrow 1$) uzyskiwana jest maksymalna temperatura spalin w kolektorze wylotowym ok. 830°C. Jedynie natężenie przepływu powietrza zasysanego przez silnik nie zależy od składu mieszanki i jest funkcją prędkości obrotowej silnika.

Zawartość tlenków azotu zależy od temperatury spalania i podobnie jak temperatura spalin rośnie zawartość NOx wraz z prędkością obrotową silnika. W całym zakresie prędkości obrotowych dla mieszanek najbardziej ubogich uzyskiwano odpowiednio maksymalne temperatury gazów w kolektorze wylotowym, którym odpowiadała maksymalna zawartość NOx w spalinach.

Zawartości węglowodorów zależy od składu mieszanki – im bogatsza mieszanka tym więcej produktów niezupełnego spalania zawierają gazy wylotowe. Zaobserwowano wysoki poziom CH oraz O₂ na początku charakterystyki śmigłowej, czyli dla prędkości obrotowej od 1000 do 1200 obr/min i 7-8 % otwarcia przepustnicy. W tych punktach uzyskano odpowiednio niski poziom CO₂. Temperatura spalin odpowiadająca tym punktom jest najniższa a jednostkowe zużycie paliwa osiąga maksymalną wartość. Dowodzi to, że w tych warunkach następuje niecałkowite spalanie. Może to być spowodowane ucieczką części świeżego ładunku w czasie współotwarcia zaworów przy małych prędkościach obrotowych.

Jednym z najbardziej szkodliwych składników spalin jest tlenek węgla, który powstaje w wyniku niezupełnego spalania przy zbyt małej ilości tlenu (mieszanki bogate, $\lambda < 1$) i przy zbyt krótkim czasie reakcji. Zaobserwowano, że zawartość CO jest funkcją składu mieszanki.

4.2. Silnik zasilany paliwem etanolowym E-85 za pomocą gaźnika

W trakcie próby wszystkie regulacje gaźnika (średnica dyszy paliwa 2,5 mm) i układu zapłonowego pozostały bez zmian. Zmieniono jedynie paliwo, zamiast benzyną zasilano silnik paliwem E-85.

Porównując osiągi oraz skład spalin podczas prób zasilania silnika paliwem E-85 i Avgas 100LL poprzez gaźnik o regulacjach fabrycznych zaobserwowano:

- zmniejszenie maksymalnej mocy o około 3,8 %,
- zwiększenie minimalnej wartości jednostkowego zużycia paliwa o 32,7%,
- wzrost maksymalnej temperatury spalin od 830 do 994°C,
- możliwość pracy jedynie na mieszankach ubogich,
- zmniejszoną zawartość CH i CO,
- większą zawartość NOx.

4.3. Silnik zasilany paliwem etanolowym E-85 za pomocą gaźnika po modyfikacjach

Gaźnik został zmodyfikowany tak, aby dostarczał mieszankę maksymalnie zbliżoną do stechiometrycznej. Modyfikacje są opisane w punkcie (3.3).

Porównując osiągi oraz skład spalin podczas próby zasilania silnika paliwem E-85 poprzez zmodyfikowany gaźnik z próbą silnika zasilanego paliwem Avgas 100LL (4.1) zaobserwowano:

- zwiększenie maksymalnej mocy o około 5,8 %,
- zwiększenie minimalnej wartości jednostkowego zużycia paliwa o 28,2%,
- wzrost maksymalnej temperatury spalin od 830 do 882°C (6,3%),
- mniejszą zawartość CO nawet kilkakrotnie,
- zawartość NOx i CH była na podobnym poziomie.

4.4. Silnik zasilany benzyną Avgas 100LL poprzez wielopunktowy układ wtryskowy EX-5VA1 Fuel Injection Servo

Próba obejmowała wyznaczenie charakterystyki śmigłowej dla silnika zasilanego lotniczą benzyną Avgas 100LL poprzez wtryskowy układ zasilania EX-5VA1 Fuel Injection Servo. Zasilanie układem wtryskowym zostało opisane w punkcie (3.4).

Silnik zasilany układem wtryskowym pracuje znacznie równomierniej, niż zasilany przez gaźnik. Regulacja składu mieszanki umożliwia uzyskanie mieszanek bogatych i ubogich.

Porównując osiągi oraz skład spalin podczas próby zasilania silnika paliwem Avgas 100LL poprzez niskociśnieniowy układ wtryskowy z próbą silnika zasilanego paliwem Avgas 100LL poprzez gaźnik (4.1) zaobserwowano:

- zwiększenie maksymalnej mocy o 4,4 %,
- zmniejszenie minimalnej wartości jednostkowego zużycia paliwa o 19,7%,
- wzrost maksymalnej temperatury spalin od 830 do 923°C (11,2%),
- znaczne zwiększenie zawartości CO i CH w spalinach,
- zawartość NO_x była większa o 5-10%.

4.5. Silnik zasilany paliwem E-85 poprzez wielopunktowy układ wtryskowy EX-5VA1 Fuel Injection Servo

Próba obejmowała wyznaczenie charakterystyki śmigłowej dla silnika zasilanego paliwem etanolowym E-85 poprzez wtryskowy układ zasilania EX-5VA1 Fuel Injection Servo.

Porównując osiągi oraz skład spalin podczas próby zasilania silnika paliwem E-85 poprzez niskociśnieniowy układ wtryskowy z próbą silnika zasilanego paliwem Avgas 100LL poprzez ten sam układ zasilania (4.4) zaobserwowano:

- zmniejszenie maksymalnej mocy o 2,1%,
- zwiększenie minimalnej wartości jednostkowego zużycia paliwa o 50,9%,
- temperatura spalin nieznacznie wzrosła od 923 do 928°C (0,5%),
- znaczne zwiększenie zawartości CO i CH w spalinach,
- zwiększenie zawartości NO_x,
- znaczące zmniejszenie zawartości CH i CO, nawet kilkukrotne.

PODSUMOWANIE

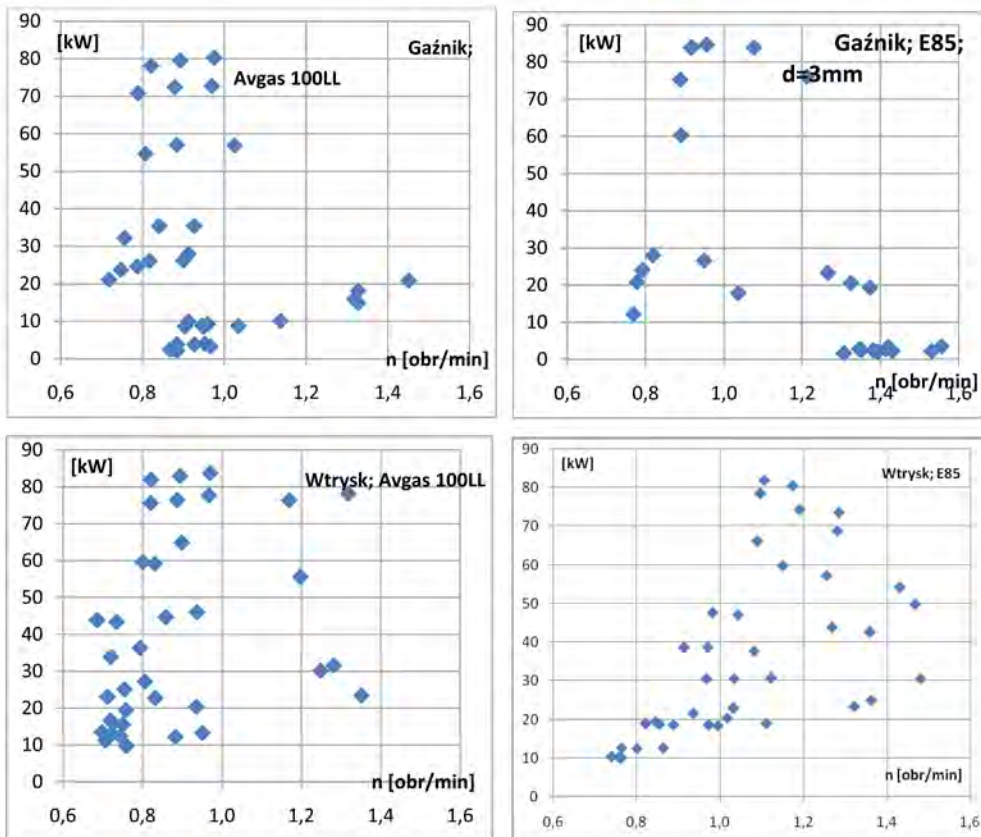
Zastosowanie biopaliw do napędu silników spalinowych jest znane od ponad 100 lat. W ostatnich latach nastąpił ogromny rozwój metod zasilania paliwami alternatywnymi. Wyniki badań paliw zawierających bioetanol wskazują, że istnieje możliwość zmniejszenia emisji substancji szkodliwych dla zdrowia ludzi, a także prekursorów ozonu troposferycznego odpowiedzialnego za zjawisko smogu fotochemicznego.

Istnieje kilka głównych źródeł energii odnawialnej, których potencjał jest wykorzystywany do zastąpienia paliw kopalnych. Są to: wiatr, źródła geotermalne, energia słoneczna oraz biopaliwa pozyskiwane z biomasy. Wszystkie te źródła są intensywnie rozwijane i wprowadzane do użytku powszechnego w odpowiednich gałęziach gospodarki. Odnawialne źródła energii są w pewnym sensie niewyczerpalne, gdy używa się ich w sposób zrównoważony. Wykorzystanie tych źródeł powoduje uniezależnienie energetyki od ciągle rosnących cen importowanych paliw kopalnych. Rozwijanie technologii paliw odnawialnych pozytywnie wpływa na rozwój gospodarek lokalnych i wiejskich. Perspektywa zastąpienia paliw ołowiovych biopaliwami jest bardzo korzystna ze względów ekologicznych i ekonomicznych. W przyszłości zastosowanie etanolu i ETBE w lotnictwie spowoduje zmniejszenie kosztów eksploatacyjnych.

Analizując przykłady zastosowań biopaliw w silnikach lotniczych można stwierdzić, że na świecie podejmowane są wysiłki mające na celu opracowanie paliw alternatywnych przyjaznych dla środowiska naturalnego oraz o własnościach nie gorszych od obecnie powszechnych paliw ropopochodnych. Loty demonstracyjne jak i wzrastająca liczba eksploatowanych samolotów, potwierdzają sensowność rozwijania technologii biopaliw w lotnictwie. W większości przypadków zaobserwowano poprawę własności eksploatacyjnych, wyrażających się w wydłużeniu czasu eksploatacji silników i aparatury paliwowej, obniżeniu emisji zanieczyszczeń,

wzrostu mocy silników, przy niewielkiej ilości zmian. Obecnie istnieje wiele problemów natury technologicznej w zastosowaniach biopaliw, jednak głównym problemem są koszty produkcji.

Z przeprowadzonych prób silnika można wywnioskować, że rodzaj paliwa oraz współczynnik nadmiaru powietrza λ mają dominujący wpływ na uzyskiwane parametry pracy silnika i skład spalin. Maksymalna moc przy zasilaniu silnika benzyną lotniczą Avgas 100LL była uzyskiwana dla mieszanek bogatych i bliskich stechiometrycznym ($\lambda \in [0,8 : 1,0]$) dla obydwu układów zasilania. Silnik zasilany paliwem etanolowym E-85 uzyskiwał maksymalną moc dla mieszanek bliskich stechiometrycznym ($\lambda \in [0,9 : 1,1]$) przy zasilaniu poprzez gaźnik oraz dla mieszanek ubogich ($\lambda \in [1,1 : 1,3]$) przy zasilaniu poprzez układ wtryskowy (Rys. 11).



Rys. 11. Moc obliczeniowa w funkcji współczynnika nadmiaru powietrza λ dla poszczególnych prób silnika

Zmiana paliwa z benzyny lotniczej Avgas 100LL na paliwo etanolowe E-85, bez wprowadzania modyfikacji, spowodowała spadek maksymalnej mocy o około 3,5% oraz wzrost jednostkowego zużycia paliwa o 28%. Gaźnik fabrycznie przystosowany do benzyny lotniczej umożliwił pracę silnika zasilanego paliwem E-85 jedynie na mieszankach ubogich. Po zmodyfikowaniu gaźnika moc silnika wzrosła o około 5,5% i zużycie paliwa wzrosło o 39,5% w stosunku do próby przeprowadzonej na benzynie lotniczej.

Zasilanie silnika poprzez niskociśnieniowy układ wtryskowy benzyną Avgas 100LL zwiększyło maksymalnie osiąganą moc o około 4% (83,8 kW) oraz zmniejszyło jednostkowe zuży-

cie paliwa o 2,7 %. Zmiana paliwa na E-85 spowodowała zmniejszenie mocy maksymalnej o 2% (82 kW) i zwiększenie jednostkowego zużycia paliwa o 25,7% w stosunku do próby zasilania silnika paliwem Avgas 100LL poprzez układ wtryskowy.

Mimo braku efektywnych korzystnych zmian osiągnięć silnika pracującego na biopaliwie wyniki należy uznać za zachęcające do prowadzenia dalszych modyfikacji w układzie zasilania, jak i ustalenia wpływu kątów wyprzedzenia zapłonu, faz rozrządu silnika czy stanu cieplnego silnika.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Vandammae Erick J., Wim Soetaert: Biofuels. Wiley Series in Renewable Resources;
- [2] Pągowski Z.: Lotnicze silniki turbinowe. Paliwa i oleje. Instytut lotnictwa
- [3] Hendricks R.C., Bushnell D.M.: Synthetic and Biomass Alternate Fueling in Aviation. Mechanical Engineering Magazine – Biomass
- [4] Opis, instrukcja użytkowania i obsługi silnika Franklin-4A-235-B4. Wytwórnia sprzętu komunikacyjnego „PZL – Rzeszów” S.A.
- [5] Balicki W.: Przystosowanie gaźnikowego układu zasilania silnika Franklin 4A do paliwa etanolowego. Instytut Lotnictwa, Warszawa 2007
- [6] Szczepański J., Kurek M.: Opracowanie dokumentacji technicznej, wykonanie i przebadanie niskociśnieniowego układu wtryskowego do silnika PZL-F4A-235. Instytut Lotnictwa, Warszawa 1988.
- [7] Boguszewicz P., Teodorczyk A. (promotor) Praca dyplomowa magisterska; Badania osiągnięć i emisji spalin silnika lotniczego Franklin-4A zasilanego paliwem Avgas i E85. Politechnika Warszawska , 2010
- [8] <http://www.precisionairmotive.com/>
- [9] <http://www.automex.pl/prod/ham/amx200.php>

MODELOWANIE TURBINOWYCH SILNIKÓW ODRZUTOWYCH W ŚRODOWISKU GASTURB NA PRZYKŁADZIE SILNIKA K-15

RYSZARD CHACHURSKI, MARCIN GAPSKI

Wojskowa Akademia Techniczna

Streszczenie

W artykule dokonano oceny możliwości modelowania silników turbinowych przy użyciu programu GasTurb na przykładzie jednoprzepływowego turbinowego silnika odrzutowego K-15. Uzyskane wyniki porównano z danymi zamieszczonymi w opisie technicznym silnika K-15 oraz opublikowanymi w literaturze wynikami badań silników tego typu. Wyznaczono rozkład podstawowych parametrów termogazodynamicznych wzdłuż kanału przepływowego silnika oraz wybrane charakterystyki. Wskazano zalety i wady oprogramowania GasTurb wynikające z przeprowadzonych obliczeń oraz analiz.

Słowa kluczowe: silnik turbinowy, parametry termogazodynamiczne, modelowanie, GasTurb, charakterystyki

Współcześnie w procesie projektowania, produkcji oraz eksploatacji lotniczych silników turbinowych korzysta się powszechnie z mniej lub bardziej wyspecjalizowanych programów komputerowych. Poszczególne wytwórcie wykorzystują w tym celu zarówno oprogramowanie napisane przez własne zespoły informatyków, jak i z dostępnego na rynku oprogramowania stworzonego przez niezależne firmy. Jednym z prostszych programów, który może być wykorzystywany zarówno na etapie projektowania wstępnego silników lotniczych, jest GasTurb napisany przez byłego pracownika firmy MTU. Jego zaletami w stosunku do innych programów są nieduże wymagania sprzętowe, a także prosta – intuicyjna obsługa. Program pozwala na proste i szybkie tworzenie modeli różnych rodzajów silników oraz na określenie warunków ich pracy. Umożliwia ponadto generowanie obiegów termodynamicznych oraz szeregu charakterystyk obrazujących zmiany wybranych parametrów w czasie symulowanej pracy silnika na różnych zakresach i w zmiennych warunkach lotu.

1. JEDNOPRZEPŁYWOWY TURBINOWY SILNIK ODRZUTOWY K-15

Ze względu na dostępność stosunkowo dużej ilości danych, możliwości programu GasTurb postanowiono sprawdzić na przykładzie jednoprzepływowego turbinowego silnika odrzutowego K-15, który został zaprojektowany przez zespół pracowników Instytutu Lotnictwa w Warszawie dla samolotu szkolno-treningowego I-22 Iryda.

Na podstawie opublikowanych parametrów silnika K-15 oraz wyników wybranych badań do zbudowania modelu tego silnika w programie GasTurb przyjęto następujące wartości parametrów [12, 14]:

- masowe natężenie przepływu powietrza	- 23,5 kg/s
- współczynnik strat ciśnienia we wlocie	- 0,98
- spręż silnika	- 5,3
- temperatura na wyjściu z komory spalania	- 1146 K
- ilość powietrza odbieranego na potrzeby płatowca	- 0,2292 kg/s
- współczynnik strat ciśnienia spiętrzenia	- 0,95
- sprawność izentropowa sprężarki	- 0,835
- prędkość obrotowa sprężarki	- 15900 obr/min
- sprawność izentropowa turbiny	- 0,87

W przypadku parametrów, których wartości należało podać w trakcie tworzenia modelu (np. współczynnik strat ciśnienia w kanale przepływowym turbiny, straty wywołane zmianami wartości luzów wierzchołkowych turbiny itp.), a które nie były znane - pozostawiono wartości domyślne, używane w przykładowym modelu jedoprzepływowego silnika odrzutowego zawartego w bibliotece przykładów programu GasTurb.

2. MODEL SILNIKA K-15

Do obliczeń numerycznych przyjęto dwa modele silnika K-15. W obu przypadkach wprowadzono takie same dane wejściowe, natomiast wykorzystano różne charakterystyki sprężarki i turbiny. W pierwszym z nich wykorzystano odpowiednio przeskalowane charakterystyki z biblioteki programu GasTurb, natomiast w drugim zastosowano charakterystyki utworzone na podstawie badań rzeczywistego silnika¹ [12].

2.1. Rozkład parametrów wzdłuż kanału przepływowego silnika

Program generuje wyniki korzystając z zależności matematycznych wiążących między sobą parametry podawanymi przez użytkownika w procesie tworzenia modelu silnika.

Niezależnie od rozważanego modelu w wyniku obliczeń otrzymano taki sam rozkład podstawowych parametrów wzdłuż kanału przepływowego silnika dla zakresu maksymalnego, albowiem algorytm obliczeń nie uwzględnia charakterystyk sprężarki i turbiny.

Otrzymane rezultaty (tab. 1) pokazują m.in., że obliczona wartość ciągu wynosi 99,93% wartości rzeczywistej, natomiast jednostkowego zużycia paliwa - 95,37% rzeczywistej wartości. Parametry takie jak masowe natężenie przepływu i temperatura spalin przed turbiną są zgodne w 100% z wielkościami otrzymanymi w czasie badań silnika K-15.

Oznaczenia przekrojów charakterystycznych występujące w tab. 1 odpowiadają oznaczeniom przedstawionym na rys. 1.

¹Model silnika wykorzystujący charakterystyki sprężarki i turbiny pochodzące z biblioteki programu GasTurb nazywany jest dalej „domyślnym”, natomiast model korzystający z charakterystyk utworzonych w oparciu o wyniki badań silnika K-15 nazywany jest w dalszej części pracy „modelem skorygowanym”.

Tabela 1. Główne parametry otrzymane dla obu analizowanych modeli silnika K-15.

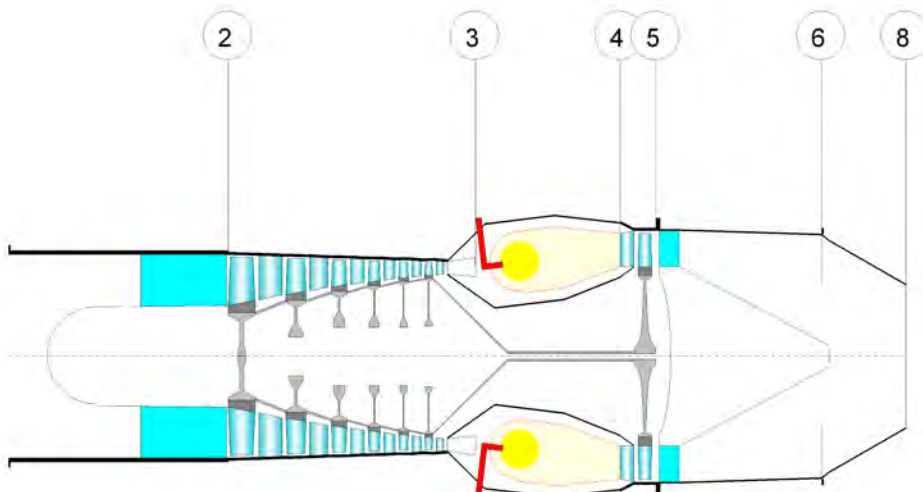
Station	W kg/s	T K	P kPa	WRstd kg/s			
amb		288,15	101,325		FN =	14,70 kN	
1	23,030	288,15	101,325		TSFC =	27,2072 g/(kN*s)	
2	23,030	288,15	99,299	23,500	FN/W2 =	638,23 m/s	
3	23,030	496,71	526,282	5,821	Prop Eff =	0,0000	
31	22,801	496,71	526,282		eta core =	0,2693	
4	23,201	1146,00	499,968	9,377	WF =	0,39990 kg/s	
41	23,201	1146,00	499,968	9,377	s NOx =	0,10346	
49	23,201	968,65	223,029		XM8 =	1,0000	
5	23,201	968,65	223,029	19,325	AB =	0,0849 m,	
6	23,201	968,65	223,029		P8/Pamb =	2,2011	
8	23,201	968,65	223,029	19,325	WBld/W2 =	0,00995	
Bleed	0,229	496,71	526,282				

P2/P1 = 0,9800		P4/P3 = 0,9500		P6/P5 1,0000		CD8 =	0,9600
Efficiencies:		isent	polytr	RNI	P/P	W_NGV/W2 =	0,00000
Compressor		0,8350	0,8680	0,980	5,300	WCL/W2 =	0,00000
Burner		1,0000			0,950	Loading =	100,00 %
Turbine		0,8700	0,8583	0,977	2,242	e45 th =	0,87000

Spool mech Eff		1,0000	Speed	15900 rpm	PWX =	0,00 kW	

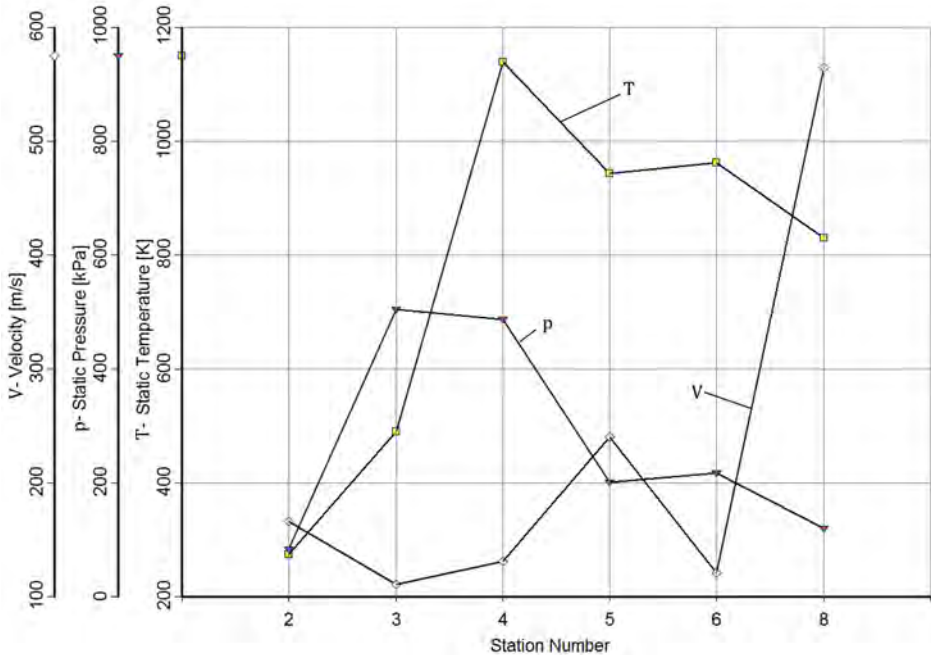
hum [%]	war0	FHV	Fuel				
0,0	0,00000	42,900	Generic				

Najważniejsze oznaczenia: W – masowe natężenie przepływu, T – temperatura, P – ciśnienie, WRstd – skorygowane masowe natężenie przepływu, FN – ciąg, TSFC – jednostkowe zużycie paliwa, WF – masowe natężenie przepływu paliwa



Rys. 1. Oznaczenia przekrojów charakterystycznych stosowane w programie GasTurb

Na rysunku 2 pokazano wyznaczone rozkłady prędkości, temperatury statycznej i ciśnienia statycznego wzdłuż kanału przepływowego silnika.



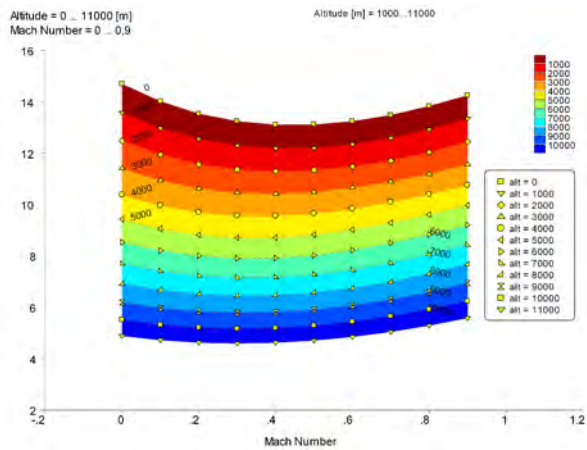
Rys. 2. Rozkład prędkości, ciśnienia statycznego i temperatury statycznej wzdłuż kanału przepływowego silnika (oznaczenia przekrojów charakterystycznych zgodnie z rys. 1)

2.2. Weryfikacja modelu

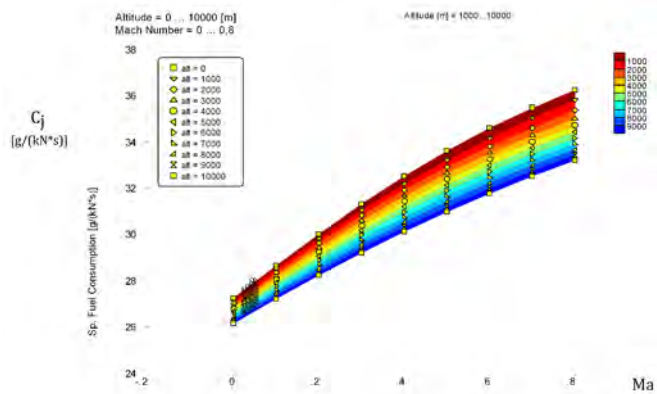
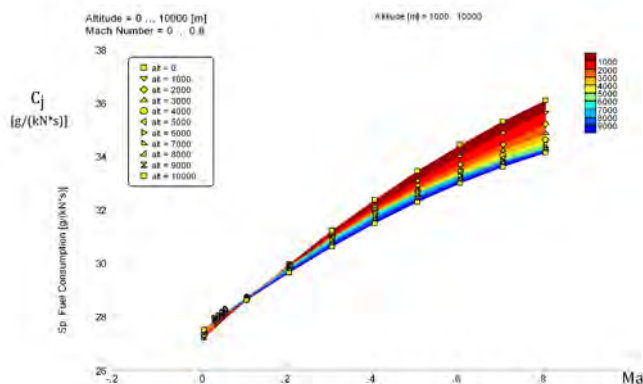
Weryfikację modeli silnika K-15 przeprowadzono na podstawie porównania wybranych jego charakterystyk z opublikowanymi w literaturze charakterystykami silnika i ich wybranych parametrów. Na rys. 3÷6 zaprezentowano przykładowo charakterystyki prędkościowo-wysokościowe silnika uzyskane dla obu rozważanych modeli.

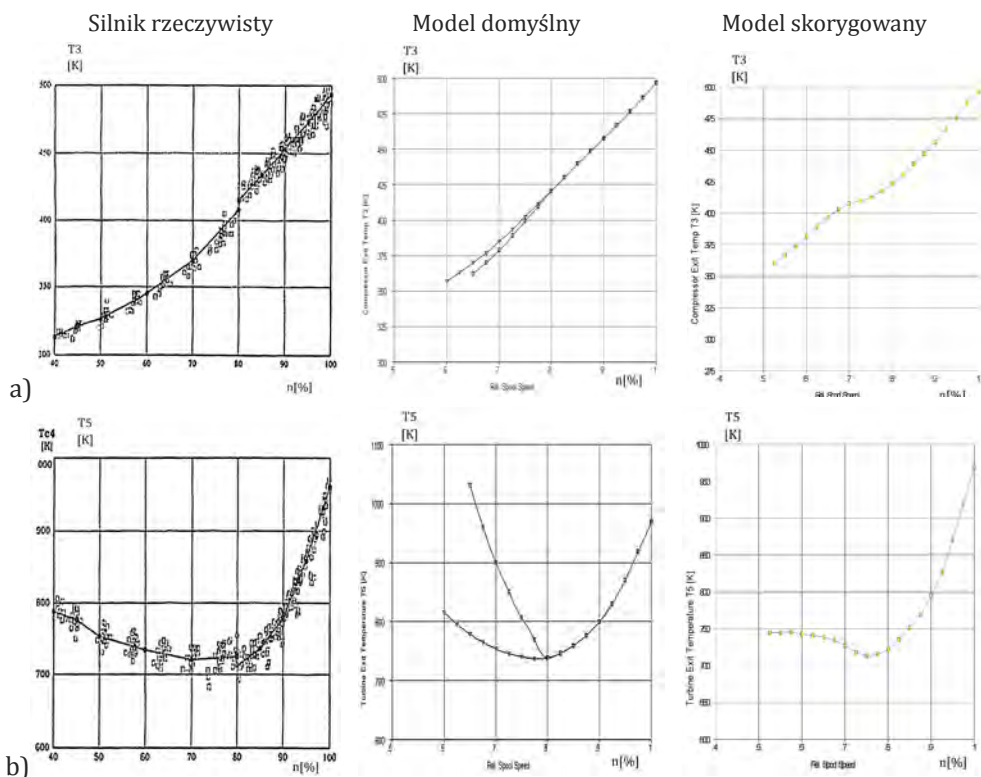
Przedstawiona na rys. 3 zależność ciągu silnika od wysokości i prędkości lotu jest taka sama dla modelu wykorzystującego charakterystyki silnika K-15 (model skorygowany), jak i dla modelu z charakterystykami domyślnymi. Wyraźnie widoczne są natomiast różnice w przypadku zależności jednostkowego zużycia paliwa wraz ze wzrostem wysokości lotu i liczby Macha. O ile przebiegi jednostkowego zużycia paliwa odpowiadają teorii w przypadku modelu skorygowanego (rys. 4), to są one błędne dla modelu domyślnego korzystającego z charakterystyk zawartych w bibliotece programu GasTurb (rys. 5). Wskazuje to na istotną zależność zmian jednostkowego zużycia paliwa wraz z wysokością i prędkością lotu od charakterystyk podzespołów silnika.

Na rys. 6 porównano zmiany temperatury całkowitej za sprężarką i za turbiną w zależności od prędkości obrotowej wirnika silnika otrzymane dla silnika rzeczywistego i jego modeli wykorzystujących domyślne oraz rzeczywiste charakterystyki sprężarki i turbiny.



Rys. 3. Zależność ciągu silnika od wysokości i prędkości lotu

Rys. 4. Wpływ wysokości lotu i liczby Macha na wartość jednostkowego zużycia paliwa (c_j) dla modelu skorygowanego silnika K-15Rys. 5. Wpływ wysokości lotu i liczby Macha na wartość jednostkowego zużycia paliwa (c_j) dla modelu domyślnego silnika K-15



Rys. 6. Charakterystyki statyczne silnika rzeczywistego [12] i badanych modeli ($H=0$, $Ma=0$, ISA) całkowita temperatura powietrza za sprężarką (a), całkowita temperatura za turbiną (b)

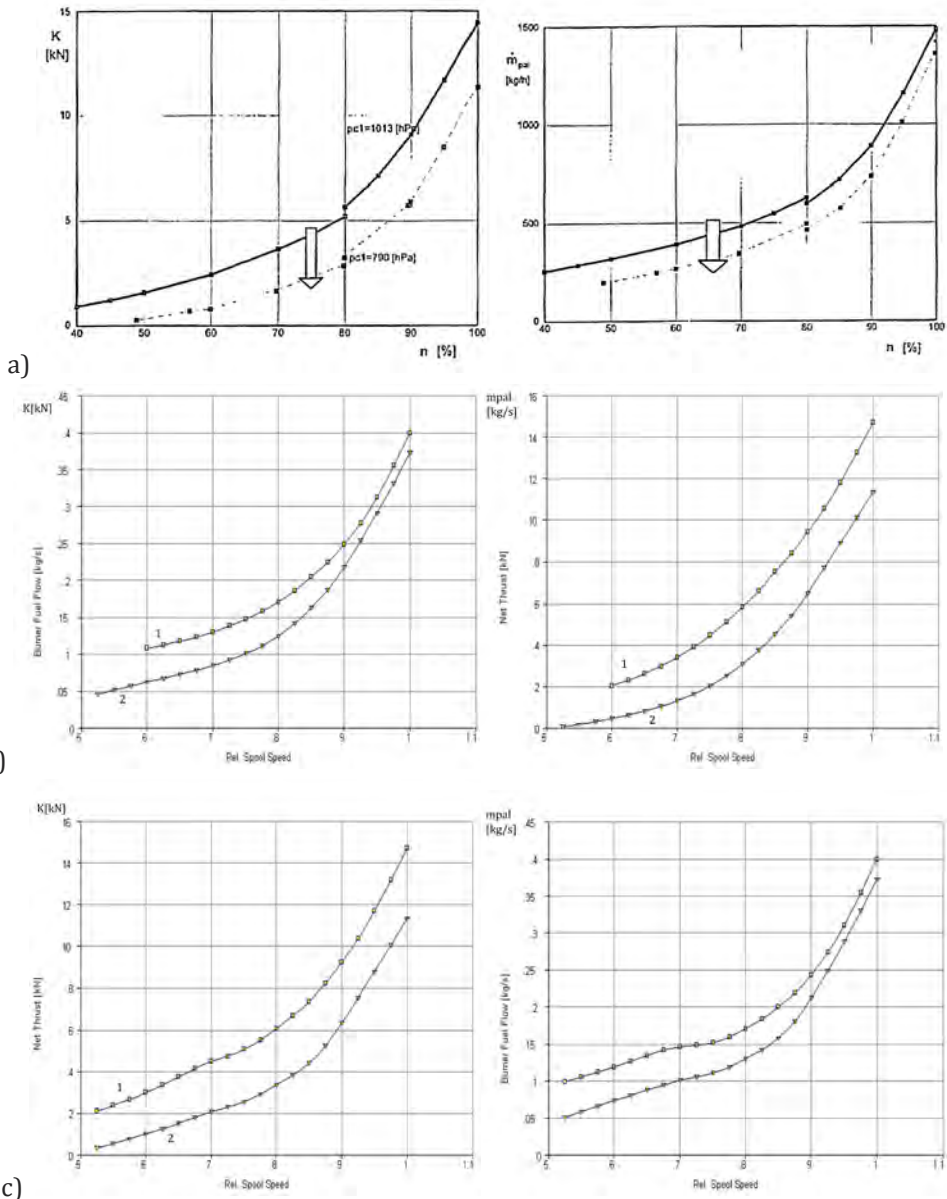
Podstawowym problemem, jaki pojawia się podczas budowy modelu jest brak możliwości zamodelowania skokowej zmiany charakterystyki wskutek otwarcia lub zamknięcia zaworów upustu powietrza ze sprężarki. Powoduje to zniekształcenie otrzymanych charakterystyk w postaci płynnej zamiast skokowej zmiany wybranych parametrów lub też wymusza konieczność budowy dwu modeli sprężarki – jednego z otwartymi, a drugiego z zamkniętymi zaworami upustu.

Ogólny przebieg zmian parametrów przygotowanych modeli jest zgodny z rzeczywistym, w którym szczególną uwagę zwraca skokowa zmiana wartości parametrów odpowiadająca prędkości obrotowej $n = 80\%$.

W przypadku modelu bazującego na charakterystykach sprężarki i turbiny zawartych w programie (model domyślny), miejsce wystąpienia skoku charakterystyki obrazuje punkt, w którym łączą się krzywe, z których jedna przedstawia wykres dla otwartych zaworów upustu, druga natomiast dla zamkniętych.

Z kolei w przypadku modelu skorygowanego, chwila zamknięcia zaworów upustu widoczna jest w postaci lokalnego zniekształcenia przebiegu.

Kolejnym zagadnieniem podlegającym analizie, był wpływ spadku ciśnienia powietrza na kierunek zmian charakterystyk użytkowych silnika (rys. 7).



Rys. 7. Wpływ obniżania się ciśnienia powietrza (pc_2) na kierunek zmian charakterystyk użytkowych (1 – charakterystyki dla $H=0$, $Ma=0$; 2 – $H=2000$ m, $Ma=0,5$; w obu przypadkach $T_2=288K$) silnik rzeczywisty [12] (a), model domyślny (b), model skorygowany (c)

Charakterystyki przedstawione na rysunku 7 pokazują, że i w tym przypadku model skorygowany lepiej odzwierciedla zmianę parametrów silnika pod wpływem zmian ciśnienia powietrza, jednak ze względu na brak możliwości zamodelowania skokowego zamknięcia zaworów upustu nie ma możliwości uzyskania takich samych charakterystyk, jak dla silnika rzeczywistego.

PODSUMOWANIE

Program GasTurb pozwala użytkownikowi na wygenerowanie modelu umożliwiającego analizę wpływu różnych czynników na parametry pracy silnika, jednak ma on istotne ograniczenia. Najważniejszymi z nich są brak możliwości prawidłowego odzwierciedlenia pracy mechanizacji sprężarki silnika, ale także i układu sterowania.

W procesie modelowania ważne jest dysponowanie rzeczywistymi charakterystykami sprężarki i turbiny, ponieważ przyjmowanie charakterystyk domyślnych może prowadzić do błędnych wyników.

W przypadku modelowanego silnika K-15 nie posiadano informacji o wartościach wielu parametrów, co miało wpływ na jakość uzyskanego modelu. Należy jednak mieć na uwadze, iż problem taki nie występuje w placówkach badawczych i biurach projektowych, dysponujących odpowiednimi danymi. Z tego powodu program GasTurb jest wykorzystywany nie tylko w placówkach dydaktycznych, ale także w instytucjach projektujących i badających silniki lotnicze.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Dzierżanowski P., Kordziński W., Łyżwiński M., Otyś J., Szczeciński S., Wiatrek R., Napędy lotnicze. Turbinowe silniki odrzutowe. Wydawnictwa Komunikacji i Łączności, Warszawa, 1983
- [2] Kurzke J., GasTurb 11, Niemcy, 2007
- [3] Kurzke J., Introducing GasTurb 11 - Component Maps, Niemcy, 2007
- [4] Kurzke J., Introducing GasTurb 11 - Control System Simulation, Niemcy, 2007
- [5] Kurzke J., Introducing GasTurb 11 - Cycle Design Parametric Study, Niemcy, 2007
- [6] Kurzke J., Introducing GasTurb 11 - Introduction to Off Design Simulation, Niemcy, 2007
- [7] Kurzke J., Introducing GasTurb 11 - Introduction to Transient Simulation, Niemcy, 2007
- [8] Kurzke J., Introducing GasTurb 11 - Use of Un-scaled Maps, Niemcy, 2007
- [9] Kurzke J., Preparing Compressor Maps for Gas Turbine Performance Modeling with Smooth C, Niemcy, 2007
- [10] Kurzke J., Preparing Turbine Maps for Gas Turbine Performance Modeling with Smooth T, Niemcy, 2007
- [11] Orkisz M. (praca zbiorowa), Podstawy doboru turbinowych silników odrzutowych do płatowca, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa, 2002
- [12] Balicki W., Szczeciński S. Diagnostowanie lotniczych silników turbinowych, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa, 2001
- [13] Wiatrek R., Teoria silników lotniczych, skrypt WAT, Warszawa, 1983
- [14] Silnik K-15. Opis silnika, WSK Rzeszów, Rzeszów, 1994

REALIZACJA OGRANICZEŃ DOPUSZCZALNYCH PARAMETRÓW PRACY W STRUKTURZE UKŁADU AUTOMATYCZNEGO STEROWANIA LOTNICZEGO SILNIKA TURBINOWEGO

WŁODZIMIERZ BALICKI

Instytut Lotnictwa

Streszczenie

W artykule opisano ograniczenia, którym muszą podlegać niektóre parametry pracy lotniczych silników turbinowych (m.in. prędkości obrotowe wirników, temperatura spalin) ze względu na wytrzymałość szczególnie wysiłonych podzespołów: wirników i komór spalania. Przedstawiono przykłady realizacji tych ograniczeń przez układy automatycznego sterowania silników.

Słowa kluczowe: zespół napędowy, lotniczy silnik turbinowy, układ automatycznej regulacji

WSTĘP

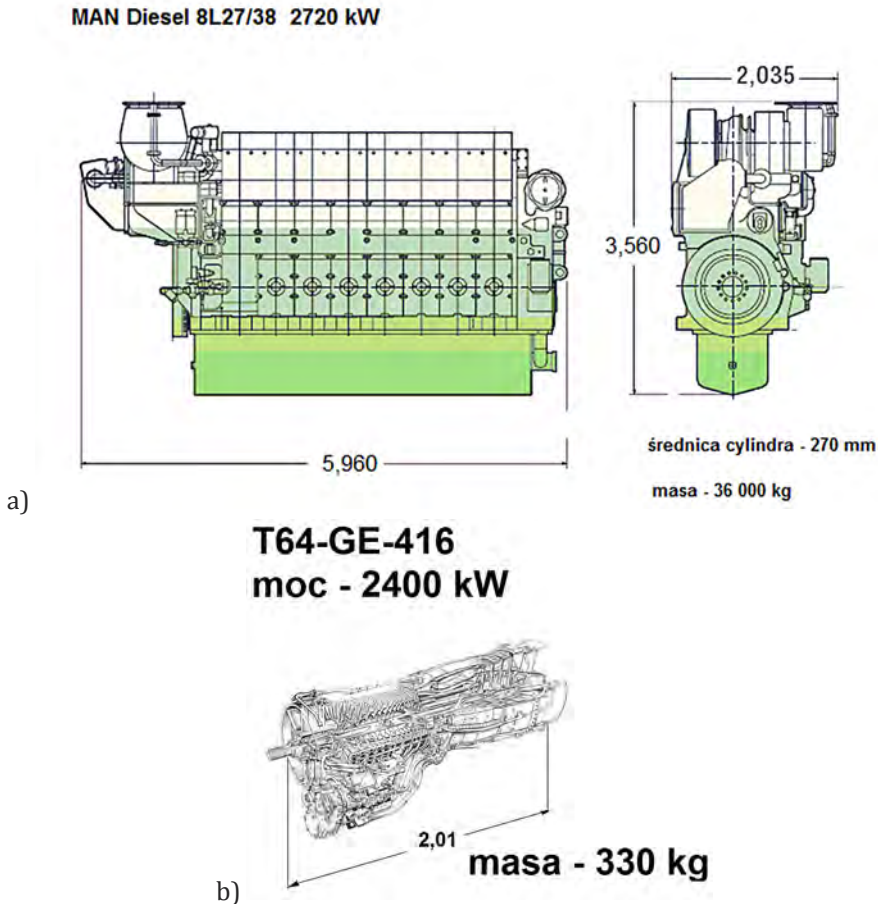
W lotnictwie wymagana jest prawie absolutna niezawodność sprzętu - nawet drobna awaria w locie prowadzi często do katastrofy. To właśnie w celu zmniejszenia tragicznych skutków uszkodzeń zespołów napędowych samolotów Amerykanie już w 1930 r. wprowadzili obowiązkowe przeglądy silników co 300 godzin pracy (resurs).

Na co dzień spotykamy się z ograniczeniami dotyczącymi urządzeń technicznych, np. dopuszczalną ładownością pojazdów, maksymalną prędkością obrotową wału silnika samochodowego. Wynikają one z ograniczonej wytrzymałości elementów konstrukcji. Niekiedy można przekroczyć te ograniczenia (w niewielkim stopniu, w krótkim czasie), gdyż rzeczywiste naprężenia są kilkakrotnie mniejsze, od obliczeniowych ze względu na przyjęte „współczynniki bezpieczeństwa”.

Nieco inaczej są projektowane lotnicze zespoły napędowe, gdzie jednym z ważniejszych wymagań jest uzyskanie możliwie najniższej masy konstrukcji. W efekcie konstrukcje te są znacznie bardziej wysiłone od np. siłowni okrętowych, w których ograniczanie masy nie jest najważniejsze – ważna jest bardzo duża żywotność silnika (por. rys. 1).

Specyfiką silników turbinowych są bardzo duże moce. Energia dostarczana w paliwie do średniej wielkości silnika odrzutowego (w ciągu sekundy) odpowiada mocy rzędu 20 megawatów. Około 5 megawatów mocy potrzebuje sprężarka takiego silnika pracująca na zakresie startowym. Aby uchronić silnik przed wejściem w zakresy niebezpieczne konieczne jest bardzo szybkie reagowanie na występujące zakłócenia (krótkie czasy reakcji), np. turbina napędowa śmigłowcowego silnika GTD-350 pracująca na zakresie przelotowym (ok. 85% maksymalnej prędkości obrotowej) po nagłym zaniku obciążenia osiąga 125% maksymalnej prędkości obro-

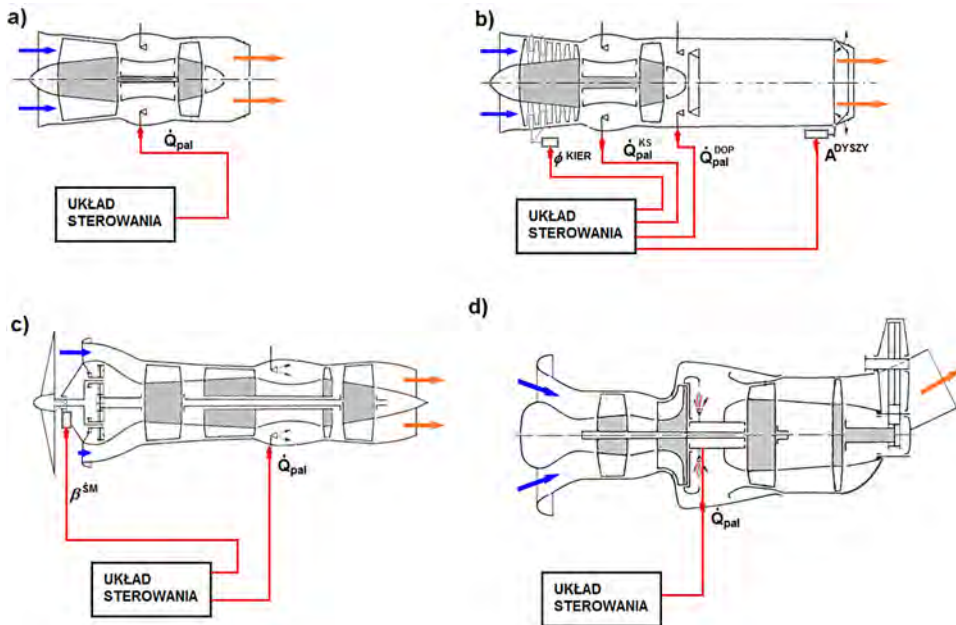
towej (grożącej rozerwaniem wirnika) w czasie krótszym niż 0,1 sekundy. Czas reakcji człowieka jest znacznie dłuższy, zatem pilot nie jest w takim przypadku zdolny do zapobieżenia rozerwaniu turbiny poprzez odcięcie dopływu paliwa do komory spalania. Konieczne jest więc zastosowanie urządzeń automatycznie sterujących silnikami turbinowymi, mimo, że są one skomplikowane i kosztowne.



Rys. 1. Porównanie gabarytów i masy tłokowego silnika okrętowego (a) i turbinowego silnika śmigłowego (b)

Liczba wielkości, których można użyć do sterowania silnikiem turbinowym jest niewielka (por. rys. 2). Główną jest natężenie przepływu paliwa do komory spalania Q_{pal} . Inne występują jako dodatkowe tylko w silnikach, których konstrukcja umożliwia takie sterowanie:

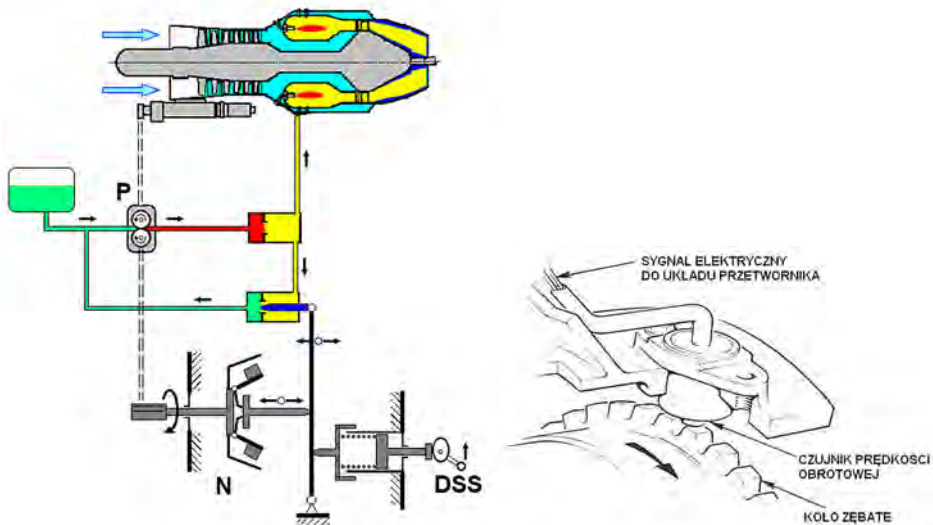
- położenie łopatek kierowniczych na pierwszych (zwykle trzech...czterech) stopniach sprężarki (Φ_{KIER}),
- położenie zaworów upustu powietrza ze sprężarki (otwarcie / zamknięcie),
- położenie elementów regulacji wlotu do silnika (stożka, klap),
- krytyczne pole przekroju dyszy wylotowej silnika (A_{DYSZY} zwykle w silniku z dopalaczem),
- położenie elementów odwracacza ciągu (najczęściej w dwuprzepływowych silnikach samolotów transportowych / pasażerskich),
- kąt ustawienia łopat śmigieł w turbinowych silnikach śmigłowych (β_{SM}).



Rys. 2. Wielkości służące do sterowania silnikami turbinowymi:

- a) jednowirnikowy silnik odrzutowy; b) silnik odrzutowy z mechanizacją sprężarki i regulowanym polem przekroju dyszy wylotowej; c) jednoprzepływowy silnik śmigłowy; d) silnik śmigłowy

Odpowiednio sterując przedstawionymi wielkościami utrzymuje się w zakresie dopuszczalnym wartości: prędkości obrotowych wirników, temperatury spalin, natężenia przepływu paliwa, momentu obrotowego skręcającego wały napędzające śmigła lub łączące turbiny z napędzanymi przez nie sprężarkami.



Rys. 3. Pomiar prędkości obrotowej wirnika:

- z lewej układ klasyczny z wirującymi ciężarkami (N);
- z prawej czujnik reluktancyjny współpracujący z kołem zębatym

Wszystkie te wielkości – zarówno sterujące, jak i sterowane (ograniczane) – muszą być mierzone. W klasycznych, hydromechanicznych układach sterowania, pomiarów dokonywano stosując wirujące masy (prędkość obrotowa), membrany, mieszki sprężyste, aneroidy (ciśnienia), termometry parowe, czy dylatacyjne. Od ok. 30 lat – dzięki rozwojowi elektrycznych metod pomiaru wielkości mechanicznych – stosuje się czujniki elektroniczne. Jest to absolutnie konieczne w nowoczesnych układach sterowania typu FADEC (por. rys. 3).

1. OGRANICZENIA OBSZARU DOPUSZCZALNYCH STEROWAŃ SILNIKÓW TURBINOWYCH

Należy tu przypomnieć, że ograniczenia parametrów pracy nie są jakąś specyficzną cechą silników turbinowych, ale dotyczą również klasycznych lotniczych zespołów napędowych składających się z silnika tłokowego i śmigła. W zespołach tych ogranicza się: prędkości obrotowe (wał silnika, śmigła), temperaturę głowic, oleju, moment na wale napędzającym śmigło, skład mieszanki.

Główne ograniczenia parametrów pracy silnika turbinowego występujące w procesie akceleracji (przyspieszania), to:

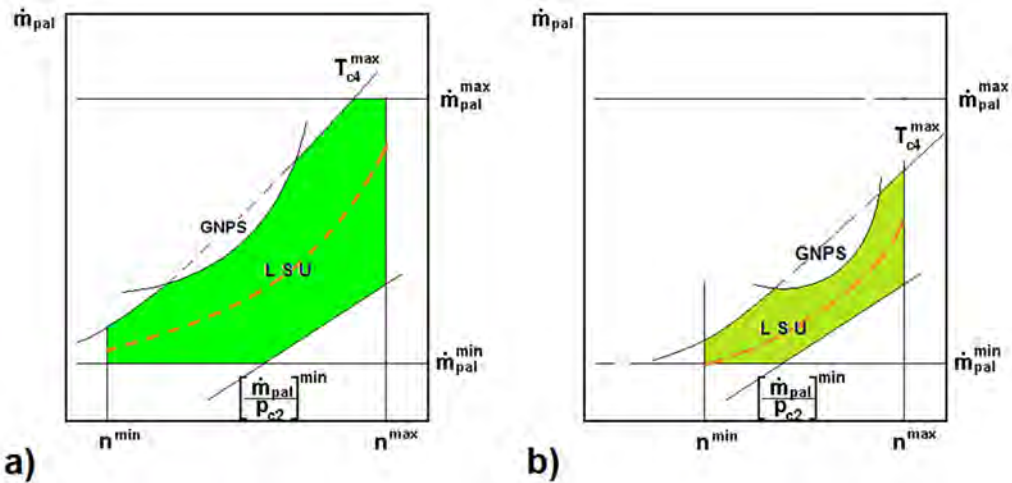
- ograniczenie maksymalnej temperatury spalin w komorze spalania (ze względu na techniczne trudności pomiaru tej bardzo wysokiej temperatury, ogranicza się najczęściej temperaturę spalin za turbiną); przekroczenie tego ograniczenia może skutkować uszkodzeniami (przepaleniem, deformacją) rury ogniowej, łopatek kierowniczych turbiny, łopatek wirnikowych turbiny (pełzanie materiału) oraz elementów dyszy wylotowej;
- ograniczenie maksymalnej prędkości obrotowej wirników; przekroczenie grozi dezintegracją (rozerwaniem) tarcz wirnika, urwaniem fragmentów łopatek, utratą wyważenia – czyli gwałtownym wzrostem drgań silnika, aż do jego wybudowania z gondoli;
- ograniczenie maksymalnego momentu skręcającego wał łączący turbinę ze sprężarką; przekroczenie grozi ukłóceniem wału, czyli utratą więzi mechanicznej pomiędzy turbiną, a sprężarką, a to skutkuje bardzo szybkim (w czasie krótszym niż 1 sekunda) rozkręceniem turbiny i jej rozerwaniem;
- granica statecznej pracy sprężarki; wejście w zakres niestatecznej pracy sprężarki grozi pulsacjami przepływu powietrza (zmniejszeniem natężenia przepływu), zakłóceniami składu mieszanki w komorze spalania, niekiedy aż do zgaśnięcia płomienia, zmiennymi obciążeniami łopatek sprężarki i łopatek turbin.

W procesie deceleracji, występują zwykle:

- ograniczenie maksymalnego zubożenia mieszanki w komorze spalania (składu mieszanki); nadmierne zubożenie mieszanki grozi tzw. ubogim zgaśnięciem komory spalania („zdmuchnięciem płomienia”);
- ograniczenie minimalnego przepływu paliwa do komory spalania; jest innym sposobem zapobieżenia zgaśnięciu płomienia w komorze spalania;
- ograniczenie prędkości obrotowej biegu jałowego; niezachowanie tego ograniczenia nie grozi uszkodzeniem silnika, ale niekorzystnie wpływa na jego osiągi: prędkość obrotowa biegu jałowego niższa od wymaganej (określonej przez konstruktora silnika w wymaganiach technicznych) skutkuje wydłużeniem czasu akceleracji; zbyt wysoka prędkość obrotowa biegu jałowego wydłuża drogę lądowania, gdyż zwiększa ciąg szczątkowy silnika.

Przedstawiony na rys. 4 obszar sterowań dopuszczalnych przemieszcza się w zależności od wysokości i prędkości lotu. Wiadomo, że ze wzrostem wysokości lotu maleje gęstość powietrza w atmosferze, zawężają się granice zapalności mieszanki powietrze-nafta lotnicza, linia stanów ustalonych (współpracy turbiny ze sprężarką) przesuwa się w kierunku mniejszego go-

dzinowego zużycia paliwa (jednostkowe zużycie paliwa rośnie). Ogólną tendencją jest „przysuwanie się” ograniczeń do linii stanów ustalonych. Obszar sterowań dopuszczalnych maleje. W silnikach o regulowanym przekroju dyszy przymknięcie dyszy powoduje zwiększenie sprężu sprężarki, zbliżenie się do granicy statecznej pracy. Również lot na dużych kątach natarcia, nierównomierny napływ powietrza do wlotu powoduje przybliżenie się granicy statecznej pracy sprężarki do linii stanów ustalonych.



Rys. 4. Obszar sterowań dopuszczalnych dla silnika turbinowego:

a) w czasie pracy na ziemi; b) w locie na dużej wysokości:

\dot{m}_{pal} – masowe natężenie przepływu paliwa do komory spalania;

GNPS – granica niestatecznej pracy sprężarki; LSU – linia stanów ustalonych; n – prędkość obrotowa;

p_{c2} – ciśnienie powietrza za sprężarką; T_{c4} – temperatura spalin za turbiną

Większa odległość ograniczeń od linii stanów ustalonych pozwala sterować procesami przejściowymi z większymi nadmierami przepływu paliwa (w stosunku do natężeń potrzebnych do utrzymania stanów ustalonych). To pozwala uzyskiwać większe wartości momentu obracającego wirnik (większa różnica pomiędzy momentem uzyskiwanym na turbinie, a momentem oporowym sprężarki). W efekcie silnik odznacza się wówczas większą dynamiką, krótszymi czasami zmiany zakresu pracy.

Układ sterowania musi reagować na przemieszczanie się ograniczeń. W najprostszych dobierano charakterystyki elementów zakładając najniekorzystniejszy przebieg ograniczeń, np. dla lotu na maksymalnym pułapie. Taki układ nie pozwalał wykorzystywać w pełni dynamicznych właściwości silnika w korzystniejszych warunkach: np. w czasie lotu na małej wysokości. Zatem układ sterowania silnika turbinowego powinien mieć możliwość dostosowywania swoich własności (charakterystyk) do aktualnych warunków lotu i wynikających z nich ograniczeń obszaru dopuszczalnych sterowań.

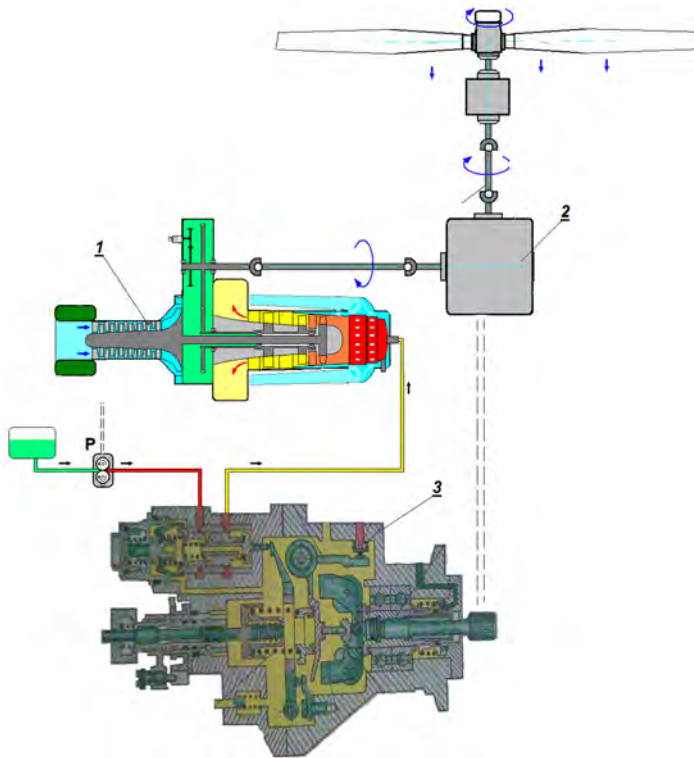
2. REGULATORY UMOŻLIWIAJĄCE REALIZACJĘ POSZCZEGÓLNYCH OGRANICZEŃ

Wszystkie przedstawione tu regulatory współpracują z główną pompą paliwa wpływając na wartość natężenia przepływu paliwa do komory spalania silnika.

2.1. Ograniczniki obrotów

Ich działanie polega na pomiarze i porównywaniu aktualnej prędkości obrotowej z wartością zadaną, jako maksymalna. Ogranicznik nie ingeruje, jeśli prędkość obrotowa jest mniejsza od maksymalnej, ale jeśli jest większa generuje sygnał zmniejszenia przepływu paliwa do komory spalania.

Układy sterowania niektórych silników (szczególnie śmigłowcowych i śmigłowych) zawierają tzw. awaryjne ograniczniki obrotów (por. rys. 5). Ich zadaniem jest uchronienie turbiny napędowej przed osiągnięciem prędkości obrotowej grożącej rozerwaniem wirnika. Występuje to w przypadku gwałtownego zmniejszenia obciążenia tej turbiny np. wskutek „przerwania więzi kinematycznej” (ukręcenia wału napędowego lub rozłączenia się sprzęgła), czy zmniejszenia kąta ustawienia łopat śmigła, albo wskutek wykonywania manewru powodującego „wejście śmigła w nadobrotę” (np. podczas gwałtownego nurkowania). Ogranicznik ten w możliwie najkrótszym czasie całkowicie odcina dopływ paliwa do komory spalania wyłączając silnik, ale też przerywając strumień energii zasilający turbinę i w ten sposób chroni turbinę przed „rozkręceniem”. Silnik, w którym doszło do takiej sytuacji musi być poddany przeglądowi (szczególnie łopatek i uszczelnień turbiny), gdyż dość często dochodzi wtedy do przytarcia wierzchołków łopatek wirnikowych o uszczelnienia kadłubowe, ale jest to cena za uchronienie od ewentualnego dużo poważniejszego uszkodzenia płatowca w przypadku doprowadzenia do rozerwania tarczy turbiny.

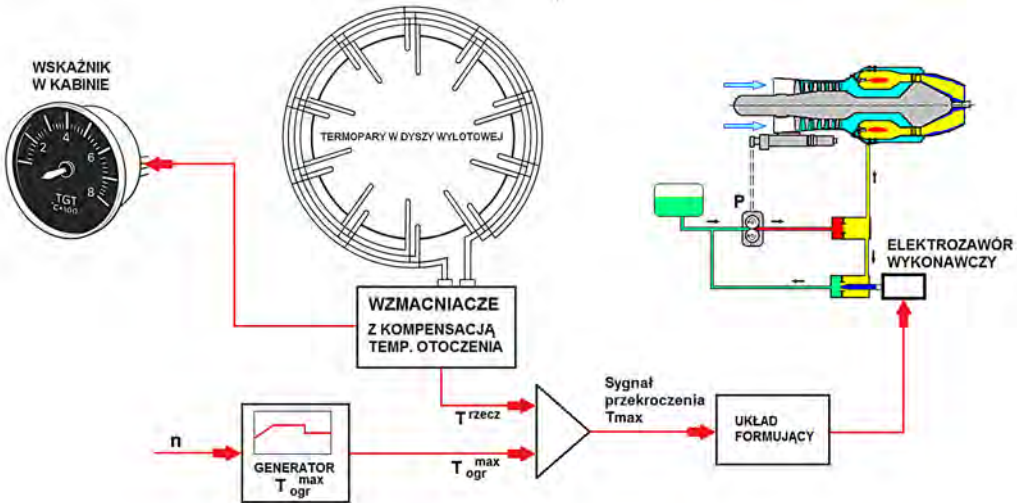


Rys. 5. Schemat funkcjonalny rozwiązania przykładowego ogranicznika maksymalnej prędkości obrotowej wirnika śmigłowca:

- 1 – silnik śmigłowcowy; 2 – przekładnia główna; 3 – ogranicznik maksymalnych obrotów wirnika nośnego (i turbiny napędowej); P – pompa paliwa

2.2. Ograniczniki temperatury spalin

Układ taki działa w podobny sposób, jak ogranicznik obrotów, tzn. porównuje aktualną zmierzoną wartość temperatury spalin z wartością dopuszczalną i w przypadku przekroczenia wydaje sygnał zmniejszenia przepływu paliwa do komory spalania (por. rys. 6). Cechą charakterystyczną tych ograniczników jest to, że praktycznie wszystkie znane rozwiązania wykorzystują elektronikę. Wynika to z faktu, że czujniki używane do pomiaru temperatury spalin są wyłącznie elektroniczne (termopary lub pirometry). W układzie sterowania zawierającym taki ogranicznik musi być też element wykonawczy: elektrozwór zamieniający sygnał elektryczny na zmianę przepustowości okna przepływowego.



Rys. 6. Schemat przykładowego ogranicznika temperatury spalin za turbiną z programowaną wartością ograniczenia (tu w funkcji prędkości obrotowej)

Dopuszczalna wartość temperatury nie zawsze jest jedną liczbą, lecz może być zadawana w postaci funkcji np. prędkości obrotowej (często zredukowanej) lub wysokości lotu. Pożądane jest, aby układ pomiaru temperatury spalin korygował opóźnienie wprowadzane przez czujnik (najczęściej termoparę), które jest zależne od masowego natężenia przepływu spalin.

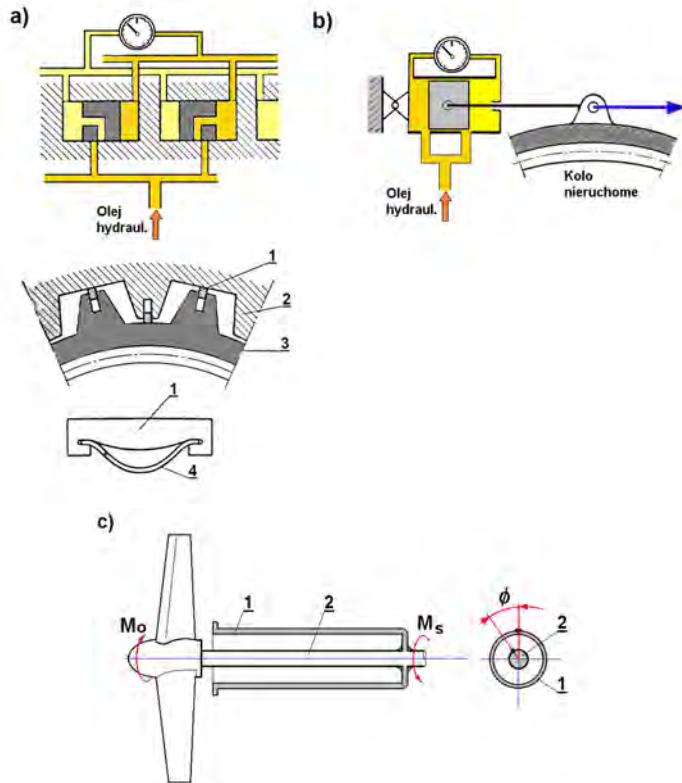
2.3. Ograniczniki maksymalnego momentu obrotowego

Wartości momentu obrotowego są ograniczane w układach przekazywania mocy z silnika na śmigło (lub wirnik śmigłowca). We wszystkich silnikach turbinowych jest też ograniczany moment skręcający wał łączący turbinę ze sprężarką. W układach przeniesienia mocy instalowane są czujniki pomiaru momentu obrotowego: hydromechaniczne, w których sygnałem wyjściowym jest ciśnienie oleju, albo elektroniczne – mierzące odkształcenia elementu przenoszącego moment napędowy. Zmierzona w ten sposób wartość momentu obrotowego jest porównywana z wartością zadaną i w przypadku jej przekroczenia przekazywany jest sygnał zmniejszenia przepływu paliwa.

Nieco inaczej działają ograniczniki maksymalnego momentu skręcającego wał łączący turbinę ze sprężarką. Ponieważ nie jest możliwy bezpośredni pomiar tego momentu zazwyczaj stosuje się (pośrednio) ograniczanie maksymalnego przepływu paliwa do komory spalania (por. rys. 4 – ograniczenie m_{pal}^{max}). Układy do pomiaru momentu obrotowego stosuje się w zespołach

śmigłowych i śmigłowcowych (por. rys. 7). Sygnał przekroczenia dopuszczalnej wartości momentu powoduje ograniczanie natężenia przepływu paliwa tłoczonego do komory spalania.

Przypadki, kiedy zastosowanie tego ograniczenia jest konieczne występują w warunkach pracy silnika na zakresie zbliżonym do maksymalnego, w powietrzu o dużej gęstości (tzn. w niskiej temperaturze i na małej wysokości lotu).

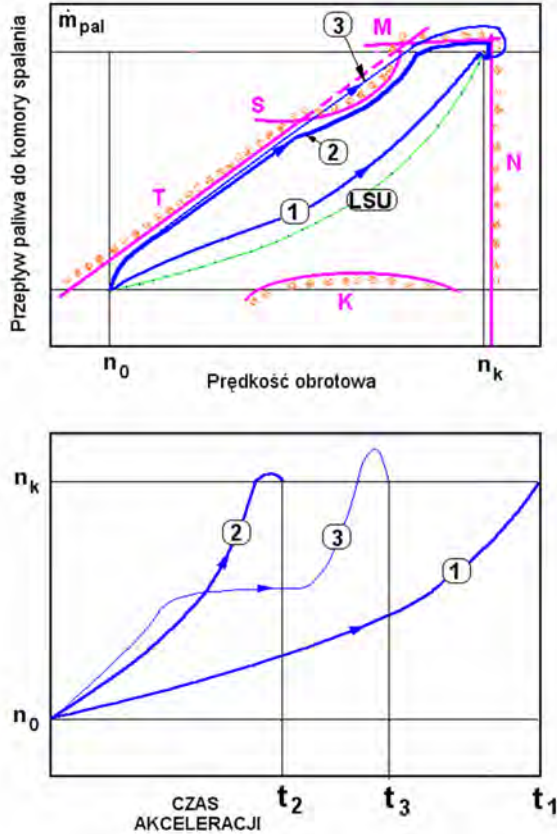


Rys. 7. Układy pomiaru momentu obrotowego: a) i b) hydrauliczny układ pomiaru momentu obrotowego; c) pomiar momentu obrotowego przy użyciu wałka skrętnego

2.4. Układ sterowania akceleracją

Regulator prowadzący akcelerację silnika turbinowego występuje w każdym układzie sterowania. Od jakości jego działania zależy dynamika silnika - zdolność zwiększania ciągu w możliwie najkrótszym czasie. Jest to właściwość silnika bardzo istotna podczas wykonywania manewru „przejścia na drugi krąg” tzn. przerwania podejścia do lądowania, szczególnie, gdy odbywa się to na lotniskowcu. Sposób, w jaki odbywa się akceleracja bardzo rzutuje na trwałość elementów silnika, szczególnie jego „gorącej części”. Regulator sterujący akceleracją włącza się do pracy po przemieszczeniu dźwigni sterowania silnikiem w kierunku zwiększenia ciągu. Jego działanie polega na wzbogaceniu składu mieszanki w komorze spalania poprzez zwiększenie natężenia przepływu paliwa do komory spalania. Natężenie to jest obliczane na podstawie aktualnego ciśnienia powietrza za sprężarką (wysokiego ciśnienia) i wymaganego składu mieszanki w danych warunkach zawartego w tzw. charakterystyce przyspieszania. Charakterystyka ta jest dobierana i optymalizowana w etapie badań prototypów silnika. Optymalizacja polega na takim doborze „trajektorii akceleracji”, aby przyspieszanie odbywało się przy możliwie naj-

większych nadmiarach przepływu paliwa ponad linię stanów ustalonych (wtedy różnica pomiędzy momentem napędowym turbiny, a momentem oporowym sprężarki jest największa), ale, żeby przy tym nie była przekraczana dopuszczalna temperatura spalin i aby był omijany obszar niestatecznej pracy sprężarki (por. rys. 8).



Rys. 8. Wpływ przebiegu „trajektorii akceleracji” na czas przyspieszania od zakresu biegu jałowego do zakresu startowego:

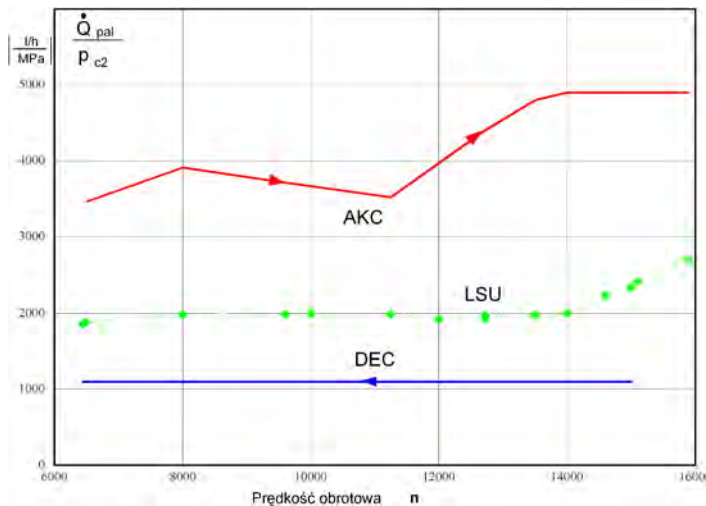
- 1- akceleracja prowadzona z bardzo małymi „nadmiarami natężenia przepływu paliwa” – długi czas przyspieszania; 2 – optymalny przebieg charakterystyki przyspieszania;
- 3 – akceleracja prowadzona z bardzo dużymi „nadmiarami natężenia przepływu paliwa”, występuje zjawisko „płytkiego pompażu” skutkujące m.in. wydłużeniem czasu przyspieszania (LSU – linia stanów ustalonych)

W znanych układach sterowania charakterystyka przyspieszania jest realizowana w różny sposób: najprościej w układzie sterowania silnika śmigłowego GTD-350, gdzie iglica otwierająca okno przepływowe (które służy do odmierzenia przepływu paliwa do silnika) przemieszcza się ze stałą prędkością dobieraną pakietem dyszek dławiących przepływ paliwa sterującego położeniem serwomechanizmu, z którym jest związana iglica. W układzie sterowania silnikiem SO-3 znajduje się „przełącznik pneumatyczny”, zasilany powietrzem z za sprężarki z wylotem do ciśnienia atmosferycznego. Generuje on charakterystykę „omijającą” granicę statecznej pracy sprężarki z korekcją od rzeczywistego ciśnienia powietrza w otoczeniu (wysokości lotu) i od natężenia przepływu powietrza do komory spalania (zależnego od ciśnienia

powietrza za sprężarką). W silnikach K-15 charakterystyka przyspieszania była zadawana w postaci profilu okna znajdującego się w boczniku sterującym przepływem paliwa do komory spalania. W wersji „elektronicznej” tego układu charakterystykę zadawano w postaci tablicy umieszczonej w pamięci sterownika. Takie samo rozwiązanie jest stosowane w układach mikroprocesorowych FADEC.

2.5. Układ sterowania deceleracją

Ten podzespół układu sterowania silnikiem turbinowym spełnia bardzo ważne zadania uchronienia komory spalania przed ubogim zgaśnięciem płomienia. Takie zgaśnięcie w czasie lotu jest traktowane jako stan awaryjny, a jeśli zdarzy się na małej wysokości może być przyczyną katastrofy. Najczęściej zadaniem tego podzespołu jest utrzymywanie niezmiennego składu mieszanki po gwałtownym cofnięciu dźwigni sterowania silnikiem (por.rys. 9). Wskutek jego działania natężenie przepływu paliwa w trakcie deceleracji jest proporcjonalne do ciśnienia powietrza za sprężarką (tzn. maleje wraz z tym ciśnieniem, a nie szybciej).



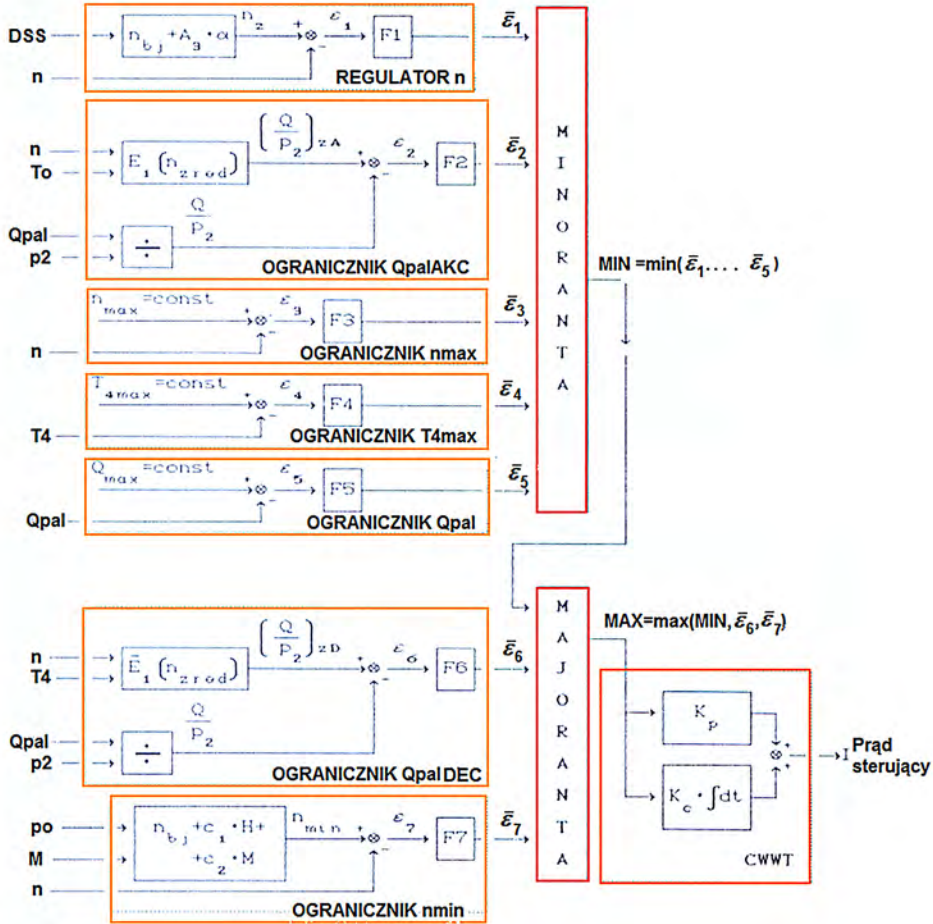
Rys. 9. Charakterystyka akceleracji (AKC) i deceleracji (DEC) „zapamiętane” w części przeliczającej mikroprocesorowego układu sterowania silnika K-15 (Q_{pal} – objętościowe natężenie przepływu paliwa; LSU – linia stanów ustalonych)

W czasie lotów na dużych wysokościach układ ten jest wspomagany działaniem zaworu minimalnego przepływu paliwa do komory spalania, który poza tym „samoczynnie” podwyższa poziom biegu jałowego ze wzrostem wysokości. W ten sposób zapobiega nadmiernemu wydłużaniu się czasu akceleracji w locie.

2.6. Realizacja funkcji przeliczających w układach typu FADEC

Ważną część układu sterowania silnikiem turbinowym stanowią elementy wykonujące różne przeliczenia. W klasycznych, hydromechanicznych układach przeliczenia te wykonywano stosując kombinacje dźwigni, membran, mieszków, hydraulicznych elementów dławiących przepływ itp. Od dokładności działania tych zespołów zależała dokładność regulacji, np. utrzymywania maksymalnej prędkości obrotowej, powtarzalność uzyskiwanych czasów przyspieszania.

Niestety bardzo negatywny wpływ na te parametry sterowania miało tarcie pomiędzy elementami ruchomymi, czy precyzja wykonania okien przepływowych. Znaczny postęp dokonał się dopiero po zastosowaniu układów elektronicznych: początkowo analogowych (lata siedemdziesiąte), a później cyfrowych. Wymaganą niezawodność działania tych układów uzyskano metodą zwielokrotnienia obwodów (redundancja). Realizację ograniczeń opisanych w punkcie 2 przedstawiono na rys. 10.



Rys. 10. Uproszczony schemat torów obliczających wymagane natężenie przepływu paliwa w części przeliczającej mikroprocesorowego układu sterowania typu FADEC

W części przeliczającej układu sterowania jest generowany sygnał elektryczny, który należy przetworzyć w natężenie przepływu paliwa do komory spalania, położenie łopatek kierowniczych sprężarki lub odpowiednie otwarcie dyszy wylotowej. Służą do tego elementy wykonawcze: elektrozawory, serwomechanizmy, od których jest wymagana odpowiednia precyzja działania (np. możliwie mała histereza) i niezawodność. Przedstawione regulatory działają często w układzie zamkniętym (ze sprzężeniem zwrotnym), dlatego wzmocnienia muszą być odpowiednio dobrane, aby układ zapewniał stabilność w każdych warunkach, mimo, że własności obiektu sterowania (silnika), czy układów pomiarowych ulegają zmianom.

PODSUMOWANIE

Obserwacje przemian, jakie się dokonywały w zakresie układów sterowania silników turbinowych pokazują dokonujący się rozwój od prostych zespołów hydromechanicznych, gdzie duża odpowiedzialność spoczywała na pilocie (np. musiał obserwować i „ręcznie” ograniczać temperaturę spalin) poprzez dołączenie elektronicznych ograniczników maksymalnej prędkości obrotowej i temperatury spalin (aktualnie w eksploatacji jest bardzo dużo silników z takimi układami: od CFM-56 napędzających m.in. Airbusy 320 do RD-33 z MiG-ów29), aż do pełnozawieszanych układów cyfrowych.

W najnowszych konstrukcjach silników samolotów bojowych stosuje się już układy adaptacyjne (zmieniające swoje właściwości wraz z własnościami obiektu), włączone w system sterowania płatowcem.

Chociaż w Polsce nie konstruujemy układów sterowania (ostatnią „okazją” tego rodzaju był projekt silnika D-18 i rozwój silnika PZL-10W do śmigłowca „Sokół”) – to jednak rzeczą istotną w jest uświadamianie absolwentom specjalności silnikowych ważności zagadnień dotyczących sterowania silnikami turbinowymi, bo źle funkcjonujący układ może znacznie pogorszyć osiągi nawet dobrze skonstruowanego silnika (gaśnie, jest mało dynamiczny, szybko przepala się komora spalania...).

BIBLIOGRAFIA

- [1] Bodner W.A. *Automatyka silników lotniczych*. Wyd. MON. Warszawa 1958r.
- [2] Bohne C.: *Der Flügelmotor* Wyd. Berlin 1943r.
- [3] Liubomudrov Ju.W. *Primienienije teorij podobija pri projektirovanii sistem upravlienija gazoturbinnych dvigateliej*. Wyd. „Maszynostrojenije”. Moskwa 1971r.
- [4] Orkisz M. *Ocena ilości paliwa dostarczanego do turbinowego silnika odrzutowego podczas akceleracji*. Biuletyn Wojsk. Akademii Techn. Nr 1(485), styczeń 1993r.
- [5] Staniszewski R., *Sterowanie zespołów napędowych*, Wyd. Komunikacji i Łączności, Warszawa, 1980r.
- [6] Szczeciński S., Balicki W. *Współpraca jednowirnikowego turbinowego silnika odrzutowego z układem zasilania i sterowania*. Prace Instytutu Lotnictwa, nr 1/1995 (140)
- [7] Troch I. (redakcja) *Simulation of control systems. Modelling and redundancy*. Proceedings of the IMACS Symposium Vienna, Sept. 1978r North-Holland Publishing Company – Amsterdam
- [8] Wolański P. i in.: *Problemy spalania w silnikach spalinowych. Ekspertyza.* Wyd. PAN Wyzd. IV Nauk Techn. Warszawa 2000 r.

ANALIZA USZKODZEŃ TURBINOWYCH SILNIKÓW ODRZUTOWYCH

ADAM KOZAKIEWICZ

Wojskowa Akademia Techniczna

Streszczenie

W artykule przedstawiono dane statystyczne dotyczące czynników powodujących wypadki lotnicze statków powietrznych w USA i Polsce. Dane przedstawiają wzrost liczby uszkodzeń silników wywołanych zassaniem t.zw. „ciał obcych”. Przeanalizowano główne przyczyny uszkodzeń silników lotniczych w SP RP. Przedstawiono problematykę związaną z uszkodzeniami sprężarek podczas eksploatacji w terenie o dużym zapyleniu powietrza w wyniku występowania erozji łopatek sprężarkowych. Analizowano wpływ liczby silników na starty samolotów wojskowych na przykładzie lotnictwa USA.

Słowa kluczowe: turbinowy silnik odrzutowy, sprężarka, erozyjne zużycie, uszkodzenia silników lotniczych

WSTĘP

Według danych Sił Powietrznych USA 38% wypadków lotniczych jest następstwem uszkodzenia silnika. Jak widać z porównania przedstawionego na rys.1 przesłanki związane z eksploatacją (47%) mają największy wpływ na bezpieczeństwo latania. Amerykanie dzielą wypadki lotnicze na dwie klasy A i B. Lotnicze wypadki klasy A są to wypadki których następstwem jest śmierć lub kalectwo załogi, zniszczenie statku powietrznego bądź uszkodzenie jego, którego koszt remontu wynosi powyżej 1 mln. \$.

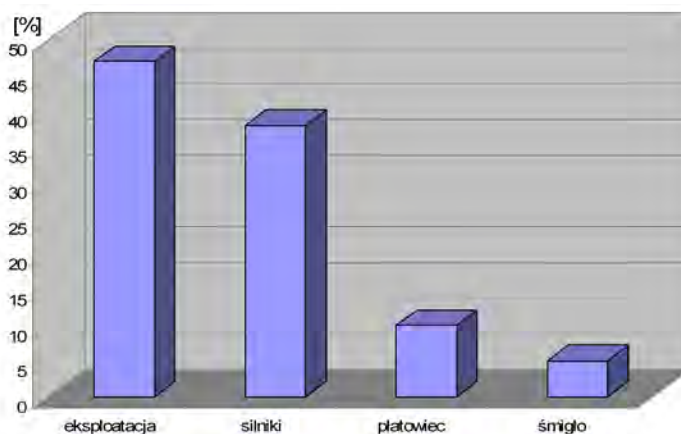
Wypadki lotnicze które zaliczają się do klasy A osiągają wartości wskaźnika wynoszące od 2 do 4 wypadków na 100 000 godz. lotu (np. w 2001 r. wyniósł on 3,83).

Gama przesłanek powodujących uszkodzenia silników jest różnorodna, do najważniejszych należy zaliczyć:

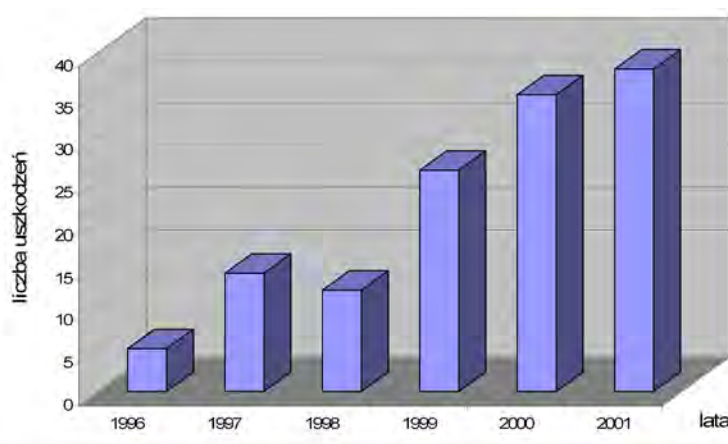
- czynniki konstrukcyjne i produkcyjne (np. rodzaj materiału, układ konstrukcyjny);
- czynniki mechaniczne (np. obciążenia mechaniczne i cieplne);
- czynniki eksploatacyjne (np. system eksploatacji, jakość obsługi, przygotowanie nawierzchni lotniskowych);
- czynniki klimatyczne (np. temperatura, wilgotność, zapylenie)

Przykładem wpływu czynnika eksploatacyjnego na liczbę uszkodzeń zespołu napędowego związanego z zasysaniem ciał obcych przedstawiono na rys. 2. Stanowi to problem dla lotnictwa wojskowego jak i również dla przewoźników cywilnych. Z powodu rosnącego wskaźnika zwią-

zanego z poziomem nalatanych co roku godzin i wynikających stąd informacji związanych z eksploatacją istotne jej wyciąganie właściwych informacji dotyczących przesłanek stanowiących zagrożenia dotyczące bezpieczeństwa lotów.



Rys. 1. Istotne czynniki powodujące wypadki lotnicze statków powietrznych



Rys. 2. Liczba uszkodzeń zespołu napędowego związane z zassaniem ciał obcych w latach 1996-2001 w Siłach Powietrznych Stanów Zjednoczonych

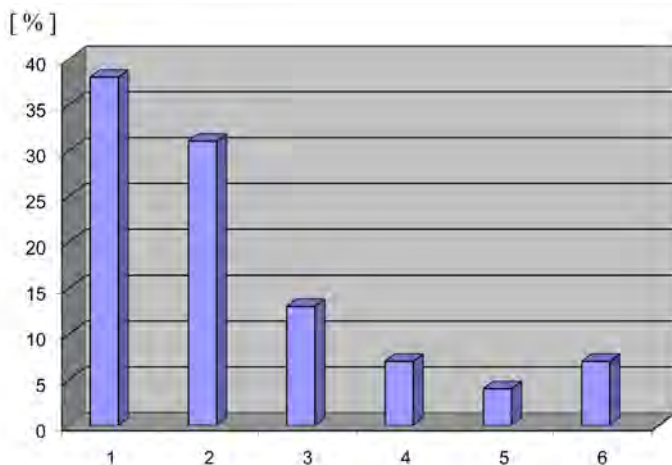
1. ANALIZA PRZYCZYN USZKODZEŃ ŁOPATEK SPRĘŻARKOWYCH

Łopalki zespołu sprężarkowego są strukturalnie delikatnymi elementami turbinowych silników odrzutowych jednymi z najbardziej obciążonych wynikającymi z działania sił odśrodkowych (prędkości obwodowe na promieniu zewnętrznym osiągają wartości powyżej 500 m/s) i sił aerodynamicznych związanych z oddziaływaniem strumienia przepływającego przez kanał międzyłopatkowy.

Następstwem tego są naprężenia związane z siłami bezwładności i siłami aerodynamicznymi, które wywołują rozciąganie łopatek oraz ich zginanie i skręcanie.

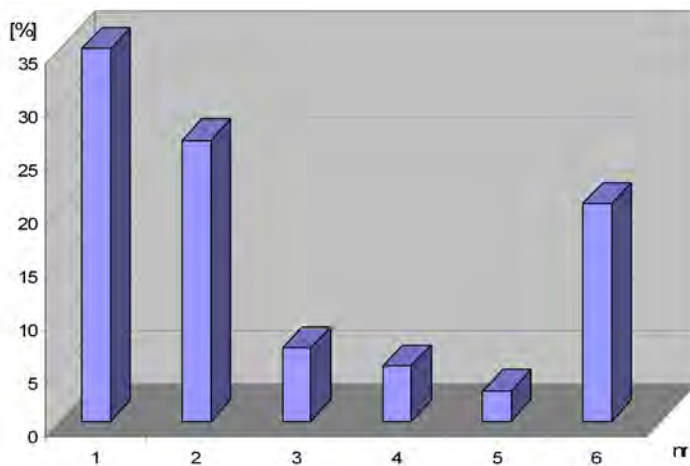
Wartości naprężeń określają w bardzo istotny sposób zakresy pracy sprężarek i wentylatorów oraz czas bezpośredniego użytkowania tych elementów (resursy). W przypadku silników

samolotów bojowych rezerwy są ustalane na poziomie 1000 godz., a w samolotach o przeznaczeniu cywilnym nawet 20 000 godz. Dodatkowo istotnym elementem wpływającym na ograniczenia rezerwy łopatek sprężarkowych są ich uszkodzenia spowodowane usterkami (uszkodzeniami) innych zespołów silników. Na rys. 3 przedstawiono zostały dane statystyczne dotyczące uszkodzeń zespołów silnika eksploatowanych w Siłach Powietrznych RP w latach 1994 - 1997. Z wykresu jednoznacznie widać znaczenie wpływu sprężarki na niezawodność pracy silnika. Uszkodzenia sprężarki stanowią trzecią grupę pod względem ilości uszkodzeń zespołów silnika. Należy przypisać to położeniu tego zespołu w układzie konstrukcyjnym całego silnika oraz konieczności minimalizacji masy silnika (sprężarki), co przekłada się na wytrzymałość zespołów i podzespołów.



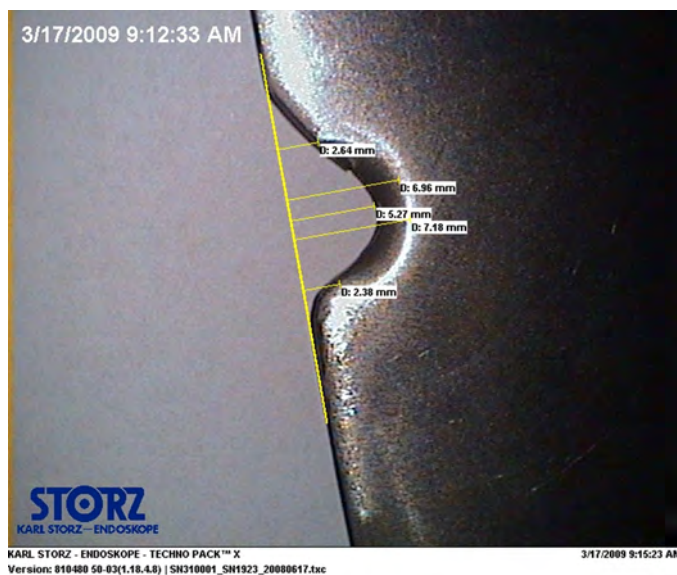
Rys. 3. Przyczyny uszkodzeń silników lotniczych w SP RP w latach 1994 – 1997

1- zasadniczy układ paliwowy, 2- komora spalania, turbina i dysza wylotowa, 3- zespół sprężarki, 4- układ rozruchu, 5- układ olejenia, 6- napęd agregatów i pozostałe układy



Rys. 4. Istotne czynniki powodujące wypadki lotnicze

1- pęknięcia zmęczeniowe; 2- pęknięcia wywołane innymi czynnikami; 3- przegrzanie materiałowe i deformacje plastyczne; 4- korozja międzykrystaliczna; 5- inne



Rys. 5. Zwymiarowane uszkodzenie krawędzi natarcia łopatki wentylatora

2. USZKODZENIA TURBINOWEGO SILNIKA OBCYMI OBIEKTAMI

Uszkodzenie silnika turbinowego może nastąpić poprzez elementy, cząstki i przedmioty luźno znajdujące się na powierzchniach dróg podczas przemieszczania się czy postoju samolotu. Dostawanie się obcych ciał do silnika może odbywać się podczas kołowania, rozbiegu i startu samolotu. Również bardzo niebezpiecznym zakresem pracy silnika ze względu na zasysanie obcych ciał jest praca silnika z włączonym rewersorem, co jest silnym impulsem do generowania wirów wlotowych.

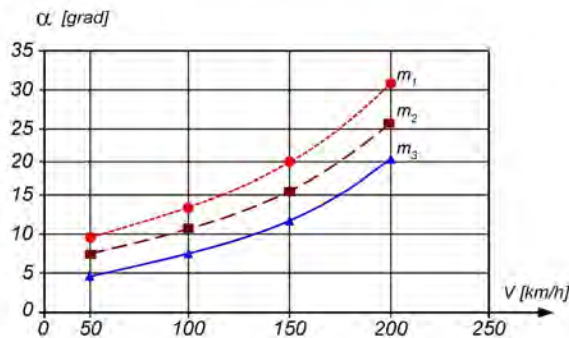


Rys. 6. Powstały wir wlotowy (wskazuje strzałka) na wlocie samolotu F-16

Występuje kilka mechanizmów wpadania obcych ciał do kanałów przepływowych silnika. Do głównych z nich należy zaliczyć:

- wpadanie obcych ciał wyniku oddziaływania kół podwozia samolotu;
- efekt powstawania wirów na wlotach samolotu podczas pracy silnika (rys. 6);
- w następstwie pracy odwracacza ciągu.

W pierwszym przypadku wielkość ciał wpadających do silnika na powierzchniach dróg startu jest funkcją prędkości samolotu (przeważnie w czasie rozbiegu) i parametrów ruchu kół podwozia (rys. 7). Ciałami obcymi które mogą najczęściej dostawać się do wlotu w wyniku obracania się kół podwozia są części nawierzchni lotniska (np. kawałki betonu), lód, śnieg czy elementy „zgubione” przez inne statki powietrzne.



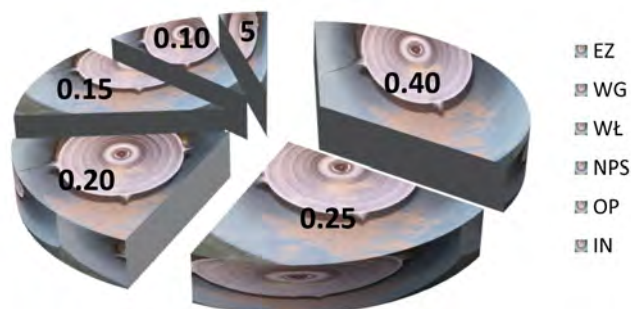
Rys. 7. Wpływ prędkości podczas kołowania i startu samolotu na kąt oderwania się zanieczyszczeń od powierzchni lotniska gdzie: m - masa obiektu podrywanego (gdzie $m_1 < m_2 < m_3$)

Dużym problemem dla każdego rodzaju lotnictwa jest eksploatacja statków powietrznych w obszarze o dużym zapyleniu (rys. 8). Prowadzi to do obniżenia niezawodności zespołu napędowego szczególnie w przypadku śmigłowców. W obszarze tym duże doświadczenie zdobyli Rosjanie, eksploatując silniki TW3-117 w Afganistanie. W wyniku eksploatacji w tak trudnych warunkach tylko 50...60% śmigłowców Mi-24 (rys. 9) potrafiło dotrzymać narzuconych resursów międzyremontowych, w przypadku śmigłowca Mi-8 ten poziom był jeszcze gorszy i wynosił 40...50%. Podobne problemy dotyczyły również innych silników turbinowymi np. silnika rozruchowego AI-9.



Rys. 8. Zawis śmigłowca w strefie silnego zapylenia i widok kanału dolotowego do jego silnika podczas wykonywania obsługi polotowych

Erozyjne zużycie (EZ - rys. 9) było najczęstszą przyczyną przedterminowego wybudowania silnika. Szczególnie duży problem stanowią ziarna piasku mniejsze od 0,4 mm, które w zasadzie tworzą pył. Pył ten nie tylko powoduje erozyjne zużycie zespołu sprężarkowego lecz może osadzać się na częściach gorących silnika a szczególnie komory spalania i turbiny (rys. 10). Osadzanie się pyłu powoduje zaburzenie procesu chłodzenia elementów silnika, co w konsekwencji prowadzi do ich przegrzewania się.



Rys. 9. Przyczyny przedterminowych wybudowań silnika TW3-117 w procentach
 EZ – erozyjne zniszczenie elementów wytwornicy spalin, WG – zniszczenie elementów wytwornicy spalin spowodowane innymi przyczynami, WŁ – wyszczerbienia na łopatkach
 NPS – niestateczna praca silnika, OP – dostawanie się obcych przedmiotów, IN – inne

Następstwem erozyjnego zużycia elementów silnika jest:

- zmiana zakresów częstotliwościowych drgań elementów;
- zmiana geometrii łopatek;
- zmniejszenie sprężu i sprawności sprężarki
- zwiększenie jednostkowego zużycia paliwa skutkujące obniżeniem ekonomiczności pracy silnika;
- obniżenie zapasu statecznej pracy sprężarki, a więc silnika turbinowego jako całości.



Rys. 10. Łopaska turbiny z przylegającym spieczonym pyłem

Zmianę geometrii wywołanej erozyjnym zużyciem określa się np. za pomocą współczynnika erozji:

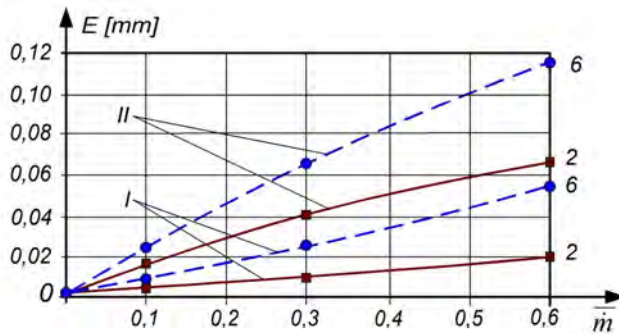
$$E = \frac{\Delta \dot{m}}{\rho A}$$

gdzie:

$\Delta \dot{m}$ - współczynnik masowego natężenia przepływu;

ρ - gęstość materiału;

A - powierzchnia erozji łopatki

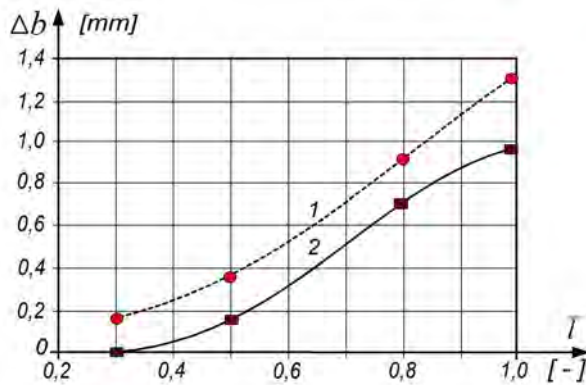


Zależność stopnia erozji łopatki od wartości zmian masowego natężenia przepływu

\bar{m} - względna wartość masowego natężenia powietrza;

E - współczynnik erozji (zmiana grubości łopatki), 2, 6 - łopatki drugiego i szóstego stopnia sprężarki,

I, II - badania wpływu granulacji piasku młotkowego i formierskiego



Rys. 12. Zmiana cięciwy łopatki sprężarkowej

Δb - zmiana długości cięciwy łopatki; \bar{l} - względna wysokość łopatki,

1 - łopatka z materiału WD-17; 2 - łopatka z materiału WT3-1

Erozyjne zużycie łopatek sprężarek (rys. 11 i 12) powodujące zmianę profilu oraz grubości i luzu osiowego wpływa silnie na charakterystyki eksploatacyjne każdego rodzaju silnika turbinowego. Przykładowo zużycie krawędzi natarcia łopatek rzędu 1,5...2,0 mm powoduje spadek mocy na zakresie startowym o 5...8 % i spadek zapasu stateczności pracy sprężarki o około 10 %, co może być pogłębione podwyższoną temperaturą otoczenia czy mniejszą gęstością powietrza.

Również praca silników turbinowych w warunkach silnego opadu deszczu, przy temperaturze powietrza na poziomie temperatury parowania wody może powodować osadzanie się na łopatkach wirnikowych i kierownic sprężarek, jak również nagaru na wewnętrznych częściach komory spalania i turbiny. Powstanie nagaru jest następstwem wydzielania się soli wapnia i magnezu przy odparowywaniu wody.

Elementy zespołu sprężarkowego narażone są na uszkodzenia zmęczeniowe. Właściwości zmęczeniowe elementów konstrukcji sprężarki są uwarunkowane przez:

- działanie obciążeń dynamicznych;
- występowanie podwyższonych naprężeń na zakresie obliczeniowym pracy silnika;
- obniżanie własności mechanicznych materiału wykorzystanego do budowy elementów sprężarki;
- pracy elementów zespołu sprężarki na zakresach pozaobliczeniowych między innymi drgania bandaży łopatek sprężarek przy nadmiernym zużyciu elementów uszczelniających czy praca wieńców kierownic nastawnych w przypadku występowania przepływów turbulentnych.

Powstawanie pęknięć zmęczeniowych łopatek obserwuje się przeważnie na ich krawędziach spływu na części wypukłej i wklęsłej u nasady w pobliżu zamka. W wyniku zniszczenia elementów aluminiowych sprężarki następstwem może być pojawianie się jasnego nalotu na elementach turbiny, co stanowi istotny wskaźnik uszkodzenia (i jego zakresu) łopatek.

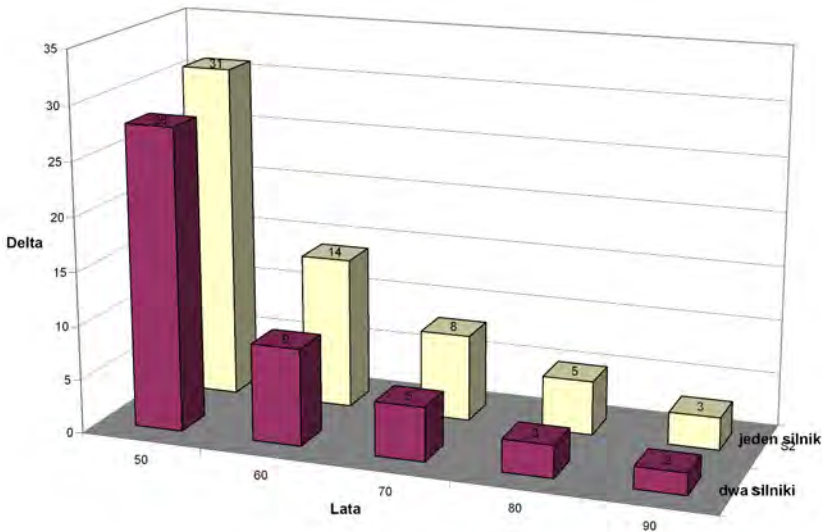
Uszkodzenia zamków łopatek sprężarek spowodowane jest podwyższonym poziomem koncentracji naprężeń wywołanych nierównomiernym obciążeniem, bądź zmianą obszaru spowodowanej korozją. Inną przyczyną może być zwiększone naprężenie kontaktowe.

Drgania palisad kierownic są zwykle następstwem oderwań lub przepływów zwrotnych strumienia powietrza. Może to powodować powstawanie złożonych postaci drgań jak np. giętno – skrętnych.

3. WPŁYW LICZBY SILNIKÓW NA STRATY SAMOLOTÓW

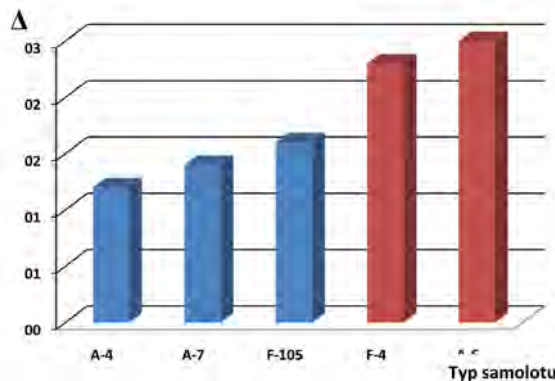
Oprócz podstawowych wymogów jakie są stawiane przed lotniczymi silnikami turbinowymi, takimi jak ciąg czy zużycie paliwa, istnieje jeszcze jeden bardzo ważny problem konstrukcyjny do rozwiązania w przypadku bojowych samolotów wielozadaniowych (jest to także ważny problem dla każdego rodzaju samolotów) – czy układ zespołu napędowego ma być jednosilnikowy, czy dwusilnikowy.

Przez ostatnie pięćdziesiąt lat układy konstrukcyjne jedno- i dwusilnikowe dla samolotów typu wielozadaniowego są ilościowo porównywalne. W przypadku analizy strat samolotów z układem konstrukcyjnym jedno- i dwusilnikowym (rys. 13) widać wyraźną tendencję do wzrostu niezawodności obu układów przy jednoczesnym wzroście niezawodności zespołów napędowych.

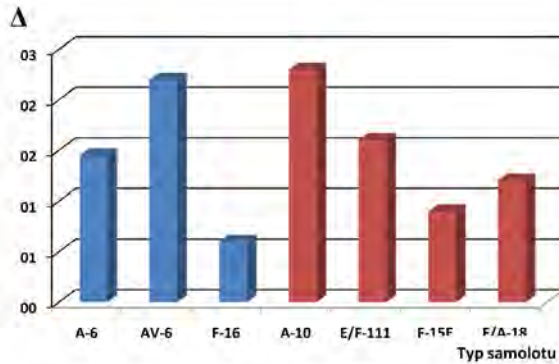


Rys. 13. Wskaźnik rocznych strat samolotów jedno- i dwusilnikowych w lotnictwie wojskowym USA

Część biur konstrukcyjnych lotniczych preferuje zespoły dwusilnikowe np. Eurofighter, Suchoj (Su-35), McDonnell Douglas (F-18), Dassault (Rafale), a część jednosilnikowe SAAB (JAS 39 Gripen) oraz niektóre firmy jak Lockheed Martin buduje samoloty w obu konfiguracjach (F-16, F-22). Argumenty o przydatności każdego z nich dostarczała eksploatacja w warunkach pokojowych, ale również konflikty zbrojne (rys.14 i 15). Na bardzo negatywną opinię o zespołach napędowych jednosilnikowych miał wpływ poziom niezawodności samolotu firmy Lockheed F-104 wyposażony w silniki General Electric J79, gdzie współczynnik utracenia samolotów wynosił 27,2 na 100 tysięcy godzin lotu (w tym 10 ze względu na silnik). Z drugiej strony w czasie konfliktu wietnamskiego samoloty dwusilnikowe jak Douglas F-4 Phantom oraz Grumman A-6 były częściej strącane aniżeli A-4 Skyhawk, A-7 Corsair i F-105 Thunderchief.

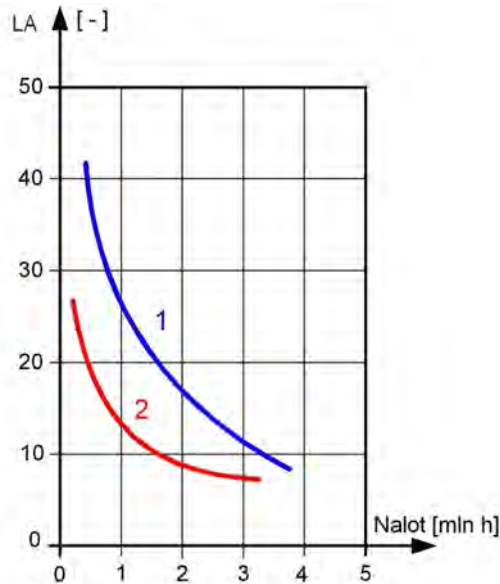


Rys. 14. Zależność współczynnika strat samolotów lotnictwa USA w Wietnamie, gdzie: Δ – współczynnik określający ilość utraconych samolotów na 1000 misji wykonanych przez samoloty; A-4, A-7, F-105 – samoloty jednosilnikowe; F-4, A-6 – samoloty dwusilnikowe



Rys. 15. Zależność współczynnika strat samolotów lotnictwa USA w Iraku, gdzie: Δ – współczynnik określający ilość utraconych samolotów na 1000 misji wykonanych przez samoloty; A-6, AV-6, F-16 – samoloty jednosilnikowe; A-10, E/F-111, F-15E, F/A-18 – samoloty dwusilnikowe

Również istotnym problem dla lotnictwa cywilnego jest wybór zespołu napędowego co do liczby silników. Jak przedstawia wykres (rys. 16) liczba awarii w układach wielosilnikowych jest większa aniżeli w przypadku dwusilnikowym. Jest to elementem oczywistym ze względu na większą komplikację układu napędowego ze względu na zwiększoną liczbę części (wynika to z teorii prawdopodobieństwa).



Rys. 16. Liczba awarii silników lotniczych, gdzie: LA – liczba awarii na milion godzin nalotu; 1 – samoloty wielosilnikowe; 2 – samoloty dwusilnikowe

Istotnym manewrem dla samolotów jest start, podczas którego wykorzystuje się maksymalny ciąg lub moc silników. W przypadku projektowanych współcześnie zespołów napędowych muszą one zapewnić nadmiar ciągu (mocy) w stosunku do obliczeniowego. W układach dwu-

silnikowych nadmiar ciągu musi być większy aniżeli w przypadku wielosilnikowym, gdyż występuje konieczność wykonania tego manewru z jednym silnikiem ze względu na bezpieczeństwo. W przypadku lotu ustalonego, we współczesnych samolotach, ciąg niezbędny do lotu w zasadzie nie zależy od liczby silników.

PODSUMOWANIE

Wzrost kosztów eksploatacji silników turbinowych związanych z bezpieczeństwem latania związany jest z podnoszeniem poziomu wiarygodności diagnostyki i kontroli zespołu napędowego. Wymusza on coraz bardziej dokładne określenia stanu technicznego zespołów silnika turbinowego celem określenia ich trwałości (żywności). Poprawne zrozumienie przesłanek wywołujących niesprawności umożliwia wydłużenia okresu eksploatacji. Pojawianie się nowych generacji silników wymusza połączenie trzech obszarów tzn. projektowania, wytwarzania i eksploatacji.

Przy projektowaniu jest wykorzystywana wiedza z zakresu nowych metod obliczeniowych i projektowych (wykorzystanie systemów CAD/CAM). Do produkcji silników lotniczych wykorzystuje się najnowocześniejsze technologie wytwarzania i do tych dwóch obszarów musi być dołączana wiedza z obszaru informacji związanych z eksploatacją, która jest niezbędna do poprawnego zaprojektowania i wykonania silnika. Ma to ścisły związek z tematyką i jej zakresem współczesnego kształcenia specjalistów silnikowców na naszych uczelniach dla spełnienia obecnych i przyszłych wymagań styku „trwałości i niezawodności silników – ekonomika użytkowania” a nade wszystko: bezpieczeństwa latania.

Autor wyraża podziękowanie Panu Doktorowi Antoniemu Milkiewiczowi za udostępnienie wglądu do Jego rozprawy doktorskiej – bliskiej tematycznie treści przedstawionego artykułu.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Balicki W., Szczeciński S., Diagnostowanie lotniczych silników turbinowych. Maszyny wirnikowe, BNILot, Warszawa, 2001
- [2] Balicki W., Chachurski R., Głowacki P., Godzimirski J., Kawalec K., Kozakiewicz A., Pągowski Z., Rowiński A., Szczeciński S., Lotnicze silniki turbinowe. Konstrukcja – Eksploatacja – Diagnostyka. Część 1, BNIL, Warszawa 2010
- [3] Balicki W., The Method of Protection of Turbine Engine “Hot Part” Assemblies from Thermal Damages using non-linear observers, Journal of KONES Powertrain and Transport, Vol. 13, No. 4
- [4] Bratukhin A.G., Aircraft industry, Mashinostroenie, Moscow 2000.
- [5] Kozakiewicz A., Analiza zespołu napędowego samolotu F-16C, Anitaircraft and air defence systems, OBRSM, Olszanica, 2007
- [6] Milkiewicz A., Współzależność między przyczynami wypadków lotniczych a skutecznością profilaktyki, WAT - rozprawa doktorska, 1991
- [7] Orkisz M., Wybrane zagadnienia z teorii turbinowych silników odrzutowych, Wyd. ITE, Radom 1995
- [8] Balicki W., Chachurski R., Głowacki P., Kawalec K., Kozakiewicz A., Pągowski Z., Szczeciński J., Szczeciński S., „ Lotnicze zespoły napędowe cz. 1, WAT, Warszawa, 2009
- [9] Шляхтенко С.М., Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей, Машиностроение, Москва 1987.
- [10] Lewitowicz J., Podstawy eksploatacji statków powietrznych IV, Wydawnictwo ITWL, Warszawa 2007.

PRZETWARZANIE INFORMACJI ZAPISANYCH W REJESTRATORZE EKSPLOATACYJNYM DLA CELÓW DIAGNOZOWANIA STANU LOTNICZEGO SILNIKA TURBINOWEGO

WŁODZIMIERZ BALICKI

Instytutu Lotnictwa

Streszczenie

W artykule przedstawiono przykłady schematów algorytmów umożliwiających rozpoznawanie poszczególnych dynamicznych faz pracy silnika odrzutowego oraz ocenę ich przebiegu na podstawie wartości parametrów zapisanych w rejestratorze eksploatacyjnym.

Słowa kluczowe: zespół napędowy, lotniczy silnik turbinowy, system diagnozowania, rejestracja parametrów pracy, nieustalone stany pracy

WPROWADZENIE

Wdrożenie i szerokie rozpowszechnienie systemów rejestracji parametrów pracy silników turbinowych było możliwe dzięki korzyściom, które stąd wynikały. Przede wszystkim zmieniono systemy eksploatacji silników – z systemu opartego na gwarantowanym przez wytwórcę okresie niezawodnej pracy (według tzw. „resursu”), na znacznie oszczędniejszy system eksploatacji według bieżącego stanu technicznego.

Postęp ten był finansowany przede wszystkim z budżetów największych armii, gdyż pozwalał na zwiększenie „gotowości bojowej” samolotów, poprzez wcześniejsze wykrywanie różnych niesprawności zespołów napędowych. W efekcie umożliwiał zmniejszenie liczby samolotów (bardzo kosztownych w utrzymaniu). Zainteresowanie wdrożeniem systemów rejestracji przejawiały też firmy produkujące silniki. Obiektywne zapisy przebiegu eksploatacji umożliwiają wykazanie, że uszkodzenia są skutkiem nieprzebrania wymagań eksploatacyjnych (przekraczania dopuszczalnych parametrów). To sprawia, że stają się wystarczającym dowodem, dzięki któremu można oddalać wiele roszczeń o remonty gwarancyjne ze strony eksploatorów. Chodzi tu o ogromne sumy – koszt silnika odrzutowego sięga kilku, a nawet kilkunastu milionów dolarów, a koszt remontu – miliona lub więcej. Wprowadzenie automatycznej rejestracji parametrów pracy silników i parametrów lotu popierały też firmy ubezpieczeniowe, gdyż przyczyniało się to do zwiększenia bezpieczeństwa latania, mniejszej liczby wypadków i mniejszych wypłat odszkodowań.

Konstrukcje rejestratorów przeszły drogę rozwoju od automatycznych pisaków wykreślających zmiany wybranych parametrów na taśmie papierowej poprzez wielościeżkowe magnetofony aż do współczesnych rejestratorów wyposażonych w pamięć półprzewodnikową (por. rys. 1). Najnowocześniejsze rejestratory nie tylko zapisują przebiegi wielu parametrów pracy zespołu napędowego i płatowca, ale są wyposażone w oprogramowanie, które przetwarza on-line sygnały z czujników i generuje ostrzeżenia lub zalecenia przesyłane do załogi samolotu.

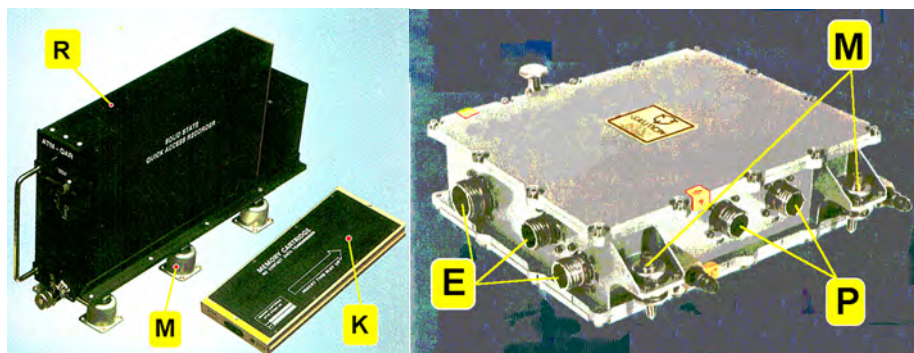
Coraz częściej spotyka się systemy umożliwiające teletransmisję danych z lecącego samolotu do baz naziemnych znajdujących się u użytkownika i u wytwórcy.

1. ZESTAW REJESTROWANYCH PARAMETRÓW

W trakcie wprowadzania systemów diagnostycznych opracowano wiele metod, które można zakwalifikować do czterech grup:

- kontrola wybranych parametrów pracy silnika (metoda parametryczna);
- endoskopia (z zastosowaniem światłowodów);
- metody diagnostyki wibroakustycznej;
- badanie zużycia oleju i analiza spektroskopowa produktów zużycia (zwłaszcza metali) nagromadzonych w oleju i w filtrach.

Rejestracja wartości parametrów pracy dostarcza danych, wykorzystywanych w metodzie parametrycznej i w diagnostyce wibroakustycznej.



Rys. 1. Przykłady rozwiązań konstrukcyjnych rejestratorów:

- a) rejestrator eksploatacyjny ATM-QAR z kasetą zawierającą pamięć półprzewodnikową;
- b) blok diagnostowania (CEDU) silnika P&W F119 (samolotu F-22 Raptor)

Przed około trzydziestu laty, kiedy wprowadzano systemy automatycznej rejestracji parametrów pracy zespołu napędowego, dużym problemem było zarówno zapisywanie danych jak i koszt każdego toru pomiarowego. Czujniki mierzące parametry przepływowe metodami elektrycznymi były drogie i stosunkowo delikatne – a więc zawodne. Do zapisywania danych używano taśm światłoczułych, a później taśmy magnetycznej. W rejestratorze mieściła się tylko pewna, ograniczona jej ilość. Wskutek tego, dążono do ograniczenia liczby obserwowanych parametrów i prowadzono analizy mające na celu optymalizację zestawu tych parametrów do minimum zapewniającego informację dotyczącą symptomów najważniejszych stanów niesprawności. Wraz z rozwojem układów mikroprocesorowych i pamięci półprzewodnikowych problem ten stopniowo ustąpił. W latach osiemdziesiątych na kasecie półprzewodnikowej o pojemności 1,5 MB można było zarejestrować przebieg kilkunastu parametrów próbkowanych kilka - kilkanaście razy na sekundę w czasie lotu trwającego 8 godzin. Było to możliwe dzięki

różnych zabiegom, np. kompresji danych. Współcześnie rejestruje się nawet kilka tysięcy parametrów (por. rys. 2), przy czym znaczną część stanowią tzw. parametry dwustanowe („włączone / wyłączone”). Pozwala to uzyskać pełniejszy obraz stanu samolotu np. w momencie wystąpienia awarii: wartości poszczególnych parametrów, a także położenia elementów sterowania, włączników itp.

Taka ilość danych nie nadaje się do przetwarzania przez ludzi, zwłaszcza, że liczba samolotów wyposażonych w rejestratory rośnie. Naturalnym jest więc dążenie do zautomatyzowania tego procesu po to, żeby nie pominąć symptomów świadczących o możliwości pojawienia się stanów awaryjnych oraz aby symptomy te wykrywać już w trakcie lotu, a nie dopiero po jego zakończeniu.

Id	ACGroupId	RegType	Mnemo	Desc	Unit
1	1	0	ACMS	ACMS software part number code	0
2	1	0	ACNR	Aircraft number	0
3	1	0	ACTYPE	Aircraft type	0
4	1	0	AILPOL	Aileron position left	43
5	1	0	AILPOR	Aileron position right	43
6	1	0	ALTRATE	Altitude rate advisory	0
7	1	0	ATTACK	Angle of attack	43
8	1	0	BALANG1	Left N1 balance angle	43
9	1	0	BALANG2	Right N1 balance angle	43
10	1	0	BALMASS1	Left N1 balance mass	43
11	1	0	BALMASS2	Right N1 balance mass	43
12	1	0	BARALT	Barometric altitude	1
13	1	0	BRKPRESS1	Brake pressure main or altern. left !	36
14	1	0	BRKPRESS2	Brake pressure main or altern. right !	36
15	1	0	CAS	Computed airspeed	5
16	1	0	CCPOS	Control column position	43
17	1	0	COMBCTL	Combined control	0
18	1	0	COUNT0	S/F cycle counter 0	0
19	1	0	COUNT1	S/F cycle counter 1	0
20	1	0	COUNT10	S/F cycle counter 10	0

Rys. 2. Fragment wydruku nagłówka nazw parametrów zapisanych w rejestratorze eksploatacyjnym

2. PRZYKŁADY ALGORYTMÓW ANALIZY ZAPISÓW ZMIAN PARAMETRÓW PRACY SILNIKA

O ile działania związane z rejestracją danych pomiarowych stały się już działaniami w dużym stopniu rutynowymi, o tyle formułowanie algorytmów do analizy tych danych wymaga wiedzy eksperckiej. Specjaliści zajmujący się systemami diagnostycznymi powinni współpracować z konstruktorami i badaczami silników, a także z użytkownikami znającymi ich „słabe punkty”. Szczególnie istotnym jest prowadzenie analizy pracy zespołu napędowego w stanach dynamicznych (rozruch, akceleracja, deceleracja, zatrzymanie), gdyż wtedy najszybciej ujawniają się usterki podzespołów silnika, a zwłaszcza jego systemu sterowania.

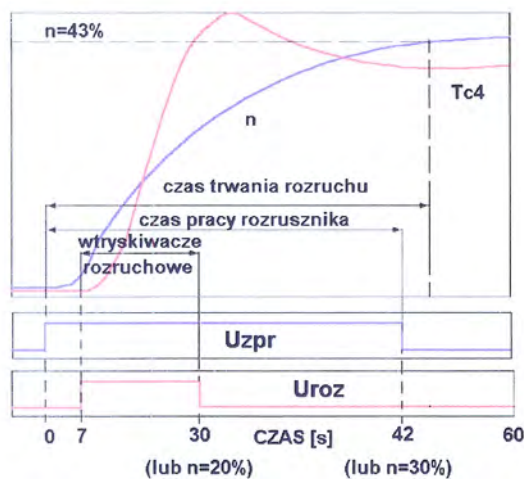
Pierwszym zadaniem jest więc opracowanie algorytmów pozwalających rozpoznawać poszczególne fazy pracy silnika na podstawie wartości zarejestrowanych parametrów. W tabl.1 zestawiono charakterystyczne elementy zapisu parametrów pracy silnika i lotu umożliwiające zidentyfikować dynamiczne stany pracy silnika turbinowego. Dotyczy to silnika z rozrusznikiem elektrycznym i układem paliwa rozruchowego otwieranym elektrozaworem. Na podstawie doświadczenia uzyskanego w trakcie prac wykonanych podczas prób naziemnych i prób w locie samolotu I-22 Iryda określono długości obserwowanych zapisów wynikające z charakteru obserwowanych zjawisk – zawiera je trzecia kolumna tabeli 1 (rozruch na ziemi trwa ok. 60

sekund, w locie ok. 2 minut, akceleracja ok. 10 sekund, a deceleracja 15 sekund, wybieg wirnika po wyłączeniu komory spalania ok. 2 minut).

Tabl. 1. Charakterystyczne cechy zapisu poszczególnych faz pracy silnika turbinowego

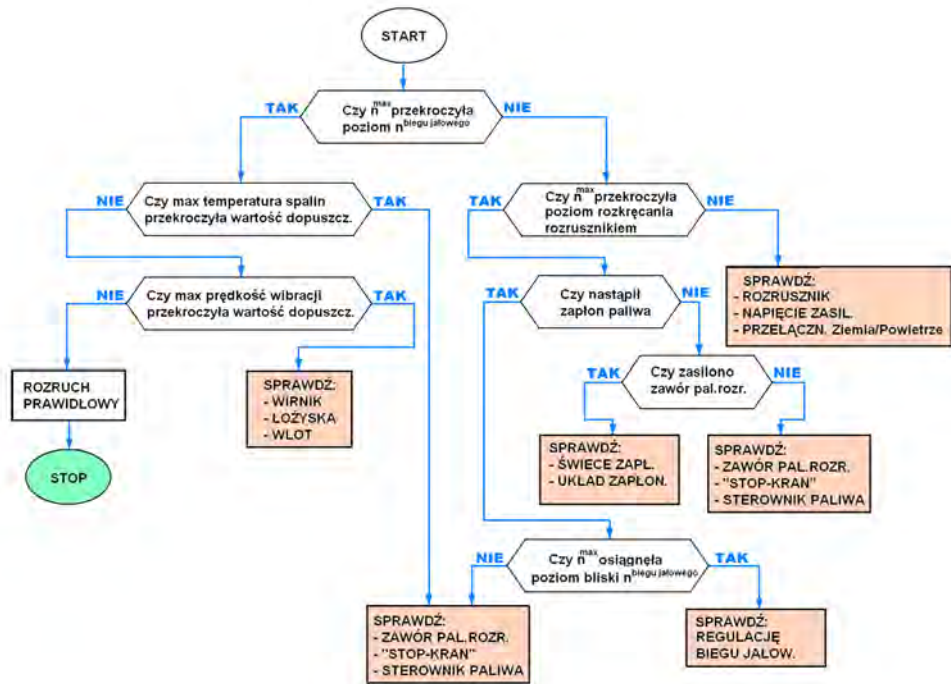
Faza pracy silnika	Parametry do identyfikacji fazy	Długość obserwowanego zapisu
Rozruch na ziemi	1. Pojawienie się napięcia zasilającego na rozruszniku elektrycznym 2. Wskazywana prędkość lotu mniejsza od (np.) 20 km/godz	80 sekund od momentu podania napięcia na rozrusznik
Rozruch w locie	1. Pojawienie się napięcia zasilającego na zaworze paliwa rozruchowego 2. Wskazywana prędkość lotu większa od (np.) 200 km/godz	180 sekund od momentu podania napięcia na zawór paliwa rozruchowego
Akceleracja	1. Zmiana położenia dźwigni sterowania silnikiem w kierunku zwiększenia prędkości obrotowej wirnika w czasie krótszym niż 0,5 sekundy 2. Wzrost ciśnienia paliwa w kolektorze wtryskiwaczy głównych	30 sekund od momentu rozpoczęcia ruchu dźwigni sterowania
Deceleracja	1. Zmiana położenia dźwigni sterowania silnikiem w kierunku zmniejszenia prędkości obrotowej wirnika w czasie krótszym niż 0,5 sekundy	30 sekund od momentu rozpoczęcia ruchu dźwigni sterowania
Wyłączenie	1. Zamknięcie zaworu odcinania paliwa („stop-kranu“)	150 sekund od momentu odcięcia dopływu paliwa

Analizy przebiegu **rozruchu na ziemi** można dokonać obserwując przynajmniej sygnały prędkości obrotowej i temperatury spalin oraz sygnały włączenia i wyłączenia napięcia zasilającego prądorozrusznik i zawór paliwa rozruchowego (por. rys. 3). Rozruch jest udany wtedy, gdy wirnik osiągnął prędkość obrotową biegu jałowego na ziemi w wymaganym czasie (zwykle po ok. 60 sekundach), a temperatura spalin nie przekroczyła wartości dopuszczonych dla tej fazy pracy silnika.



Rys. 3. Fragment zapisu przebiegu prędkości obrotowej (n) i temperatury spalin za turbiną (T_{c4}) oraz sygnałów dwustanowych: napięcia na zaciskach prądorozrusznika (U_{zpr}) i napięcia zasilającego zawór paliwa rozruchowego (U_{roz}) podczas rozruchu silnika na ziemi

Na rys. 4 przedstawiono schemat algorytmu według którego można analizować zarejestrowane przebiegi czterech parametrów i w wyniku tego przetwarzania otrzymać stwierdzenie, że rozruch przebiegał prawidłowo lub uzyskać wskazania dotyczące lokalizacji ewentualnych nieprawidłowości.



Rys. 4. Schemat algorytmu analizy zapisu przebiegu parametrów pracy silnika podczas rozruchu na ziemi

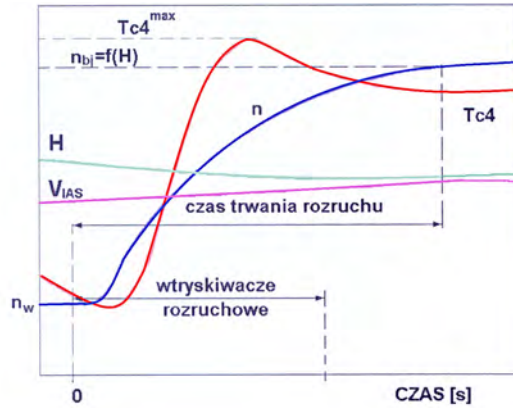
Rozruch w locie (rys. 5) różni się od rozruchu na ziemi tym, że:

- prędkość biegu jałowego jest wyższa niż na ziemi i zależy zwykle od wysokości i prędkości lotu,
- wirnik nie jest rozpydzany energią czerpaną z rozrusznika lecz dzięki „wiatrakowaniu”, tzn. energii powietrza przepływającego przez kanał silnika – energia ta zależy od prędkości lotu i od gęstości powietrza, czyli od wysokości lotu.

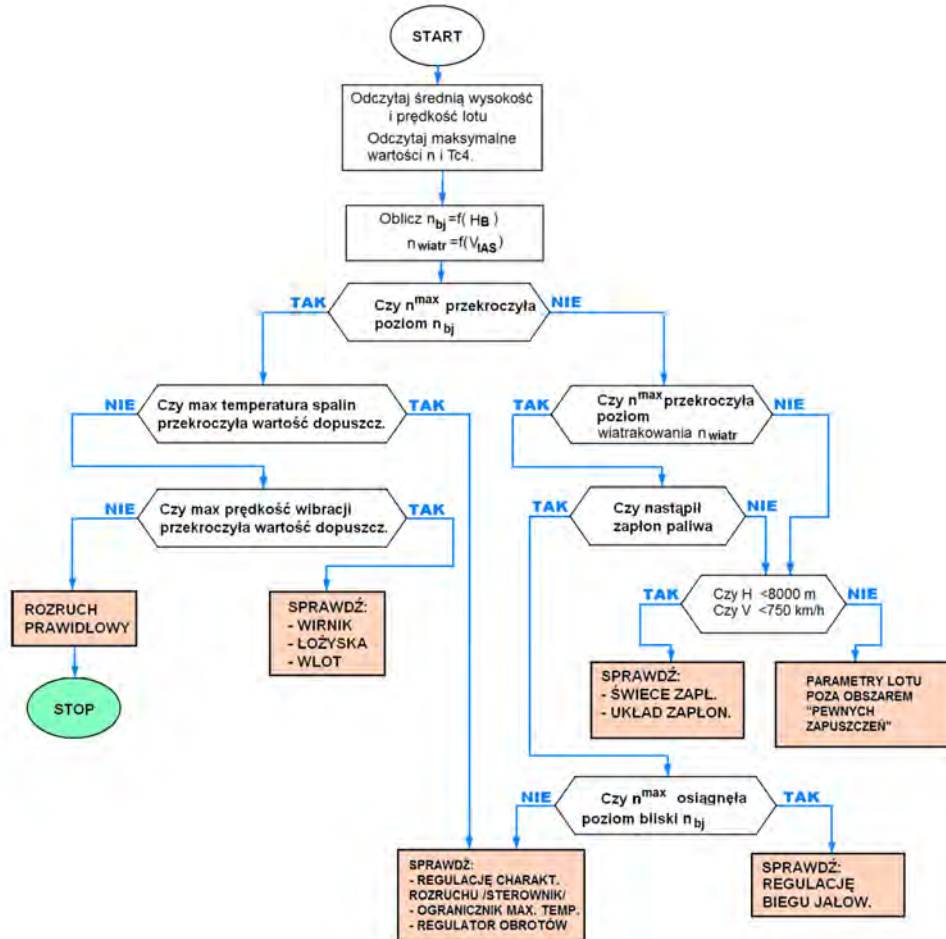
Algorytm analizy tej fazy pracy silnika przewiduje zatem (por. rys. 6):

- sprawdzenie, czy warunki lotu mieszczą się w obszarze tzw. „pewnych zapuszczeń” określonych dla danego silnika zabudowanego na samolocie wartościami maksymalnej wysokości i prędkości lotu;
- sprawdzenie, czy prędkość obrotowa „wiatrakowania” osiągnęła minimalną wartość konieczną do rozpoczęcia rozruchu;
- obliczenie wartości prędkości obrotowej biegu jałowego w warunkach określonych wartościami prędkości i wysokości lotu.

Podobnie, jak w poprzednim przypadku wynikiem analizy przeprowadzonej według algorytmu przedstawionego na rys. 6 jest stwierdzenie, że rozruch przebiegał prawidłowo lub zasugerowanie przyczyn nieprawidłowości.



Rys. 5. Fragment zapisu przebiegu prędkości obrotowej (n), temperatury spalin za turbiną ($Tc4$), wysokości (H) i prędkości lotu (V_{IAS}) oraz napięcia zasilającego zawór paliwa rozruchowego (U_{roz}) podczas rozruchu silnika w locie



Rys. 6. Schemat algorytmu analizy zapisu przebiegu parametrów pracy silnika podczas rozruchu w locie

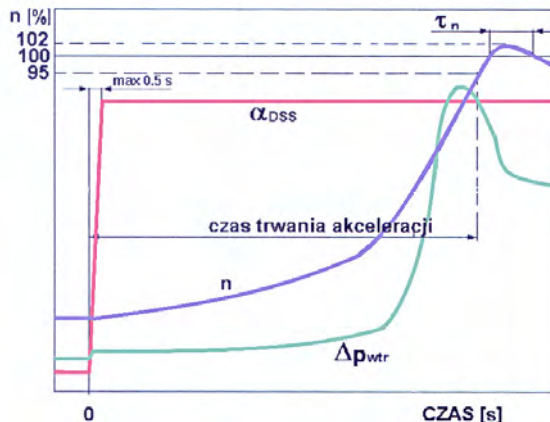
Akceleracja (rys. 7) występuje zawsze, gdy szybkiemu ruchowi dźwigni sterowania w kierunku zwiększenia ciągu (prędkości obrotowej) towarzyszy wzrost ciśnienia paliwa w kolektorze wtryskiwaczy głównych, wzrost temperatury spalin, a następnie wzrost prędkości obrotowej wirnika. Większość takich przebiegów, to tzw. akceleracje częściowe, gdy prędkość wzrasta o kilka lub kilkanaście procent. Jednak dla specjalisty zajmującego się diagnozowaniem najciekawsze są „pełne akceleracje” przebiegające od zakresu biegu jałowego (na ziemi lub w locie) do zakresu startowego.

Warunkami poprawnego przebiegu tej fazy pracy silnika są:

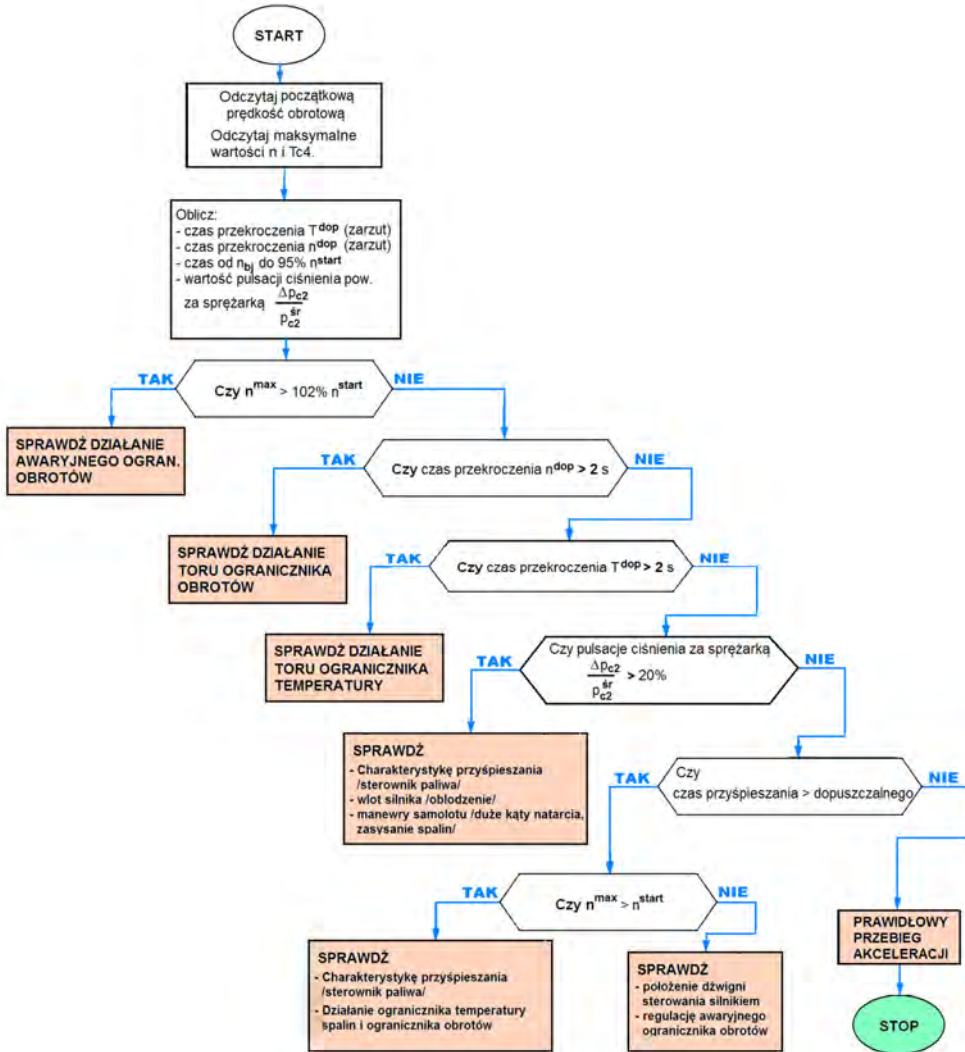
- odpowiednio krótki czas trwania procesu – zwykle poniżej 10 sekund na ziemi lub poniżej 4 sekund w trakcie lotu;
- brak objawów niestatecznej pracy sprężarki (np. w postaci pulsacji ciśnienia powietrza za sprężarką);
- utrzymanie temperatury spalin poniżej wartości dopuszczalnych.

Zwykle konstruktor silnika dopuszcza możliwość krótkotrwałego przekroczenia maksymalnej prędkości obrotowej, ale określa wartość tego przekroczenia (tzw. „zarzut obrotów”) oraz maksymalny czas jego trwania (na rys. 7 czas τ_n). Jest to podyktowane dążeniem do jak najszybszego osiągnięcia maksymalnego ciągu. Bez tej możliwości ogranicznik maksymalnej prędkości obrotowej chroniąc wirnik przed przekroczeniem prędkości 100% zmniejszałby wcześniej przyśpieszenie wirnika, a to powodowałoby wydłużenie czasu dojścia do maksymalnego ciągu. Umownie czas akceleracji mierzy się od momentu rozpoczęcia przemieszczania dźwigni ciągu do osiągnięcia np. 95% maksymalnej prędkości obrotowej. W ten sposób pomija się ostatni odcinek akceleracji, gdzie „wchodzący do pracy” ogranicznik obrotów wpływa na zwiększenie rozrzutu pomiarów czasu.

Aby osiągnąć krótki czas akceleracji dopuszcza się także krótkotrwałą „zarzut temperatury spalin” albo podwyższa się dopuszczalną temperaturę spalin w stanach nieustalonych wiedząc, że elementy narażone na działanie spalin są chronione przed wniknięciem strumienia ciepła np. dzięki pokryciom emaliami zmniejszającymi ich przewodność cieplną.



Rys. 7. Fragment zapisu przebiegu prędkości obrotowej (n), spadku ciśnienia paliwa na wtryskiwaczach roboczych (Δp_{wtr}) oraz położenia dźwigni sterowania silnikiem (α_{DSS}) podczas akceleracji



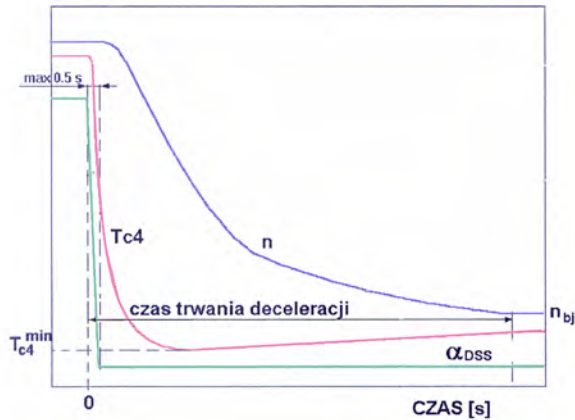
Rys. 8. Schemat algorytmu analizy zapisu przebiegu parametrów pracy silnika podczas akceleracji

Postępując według procedury przedstawionej na rys. 8 należy kolejno wykonać następujące obliczenia:

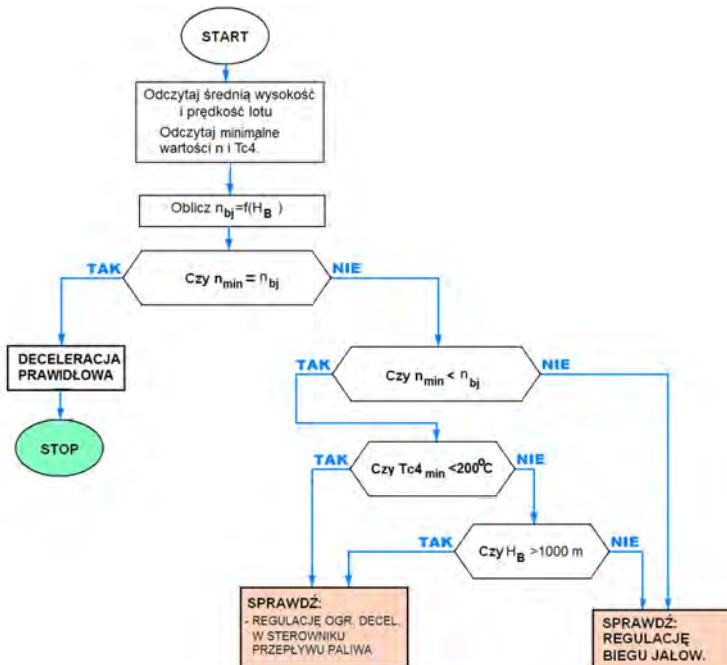
- wyznaczyć wartości: początkowej prędkości obrotowej, maksymalnej temperatury spalin i maksymalnej prędkości obrotowej w stanie ustalonym i w zarzucie;
- określić czas: zarzutu prędkości obrotowej i temperatury spalin;
- czas trwania akceleracji od zakresu biegu jałowego na ziemi lub w locie;
- wartość ilorazu pulsacji ciśnienia powietrza za sprężarką do ciśnienia średniego (wartość tego ilorazu służy do wykrywania zjawiska niestatecznej pracy sprężarki).

Porównuje się obliczone wartości z wartościami dopuszczalnymi i na tej podstawie formuluje się wnioski dotyczące prawidłowości przebiegu akceleracji lub wskazuje się przyczyny nieprawidłowości.

Deceleracja (rys. 9) występuje wtedy, gdy szybkemu ruchowi dźwigni sterowania w kierunku zmniejszenia ciągu (prędkości obrotowej) towarzyszy spadek ciśnienia paliwa w kolektorze wtryskiwaczy głównych i temperatury spalin, oraz prędkości obrotowej wirnika. Bywają też deceleracje częściowe, ale przedstawiana procedura dotyczy analizy deceleracji pełnych od zakresu startowego do biegu jałowego (na ziemi lub w locie). Prawidłowo przeprowadzona deceleracja to taka, kiedy silnik osiągnął zakres biegu jałowego w możliwie krótkim czasie, a jednocześnie nie nastąpiło wyłączenie komory spalania wskutek tzw. ubożego zgaśnięcia (zdmuchnięcia płomienia).



Rys. 9. Fragment zapisu przebiegu prędkości obrotowej (n), temperatury spalin za turbiną (T_{c4}) oraz położenia dźwigni sterowania silnikiem (α_{DSS}) podczas deceleracji



Rys. 10. Schemat algorytmu analizy zapisu przebiegu parametrów pracy silnika podczas deceleracji

Analiza przebiegu polega na obliczeniu wartości prędkości obrotowej biegu jałowego (jest to funkcja wysokości lotu), a następnie porównaniu jej z prędkością osiągniętą na końcu przebiegu. Przyczyną różnic między tymi wartościami jest zwykle nieprawidłowe działanie regulatora obrotów (dla deceleracji na ziemi) lub ogranicznika biegu jałowego (w locie). Sprawdzana jest też minimalna wartość temperatury spalin. Praktycznie, przy temperaturze mniejszej niż 200°C następuje zgaśnięcie płomienia w komorze spalania.

3. PODSUMOWANIE

Przedstawione algorytmy zostały zastosowane w systemie diagnozowania silników K-15 na samolocie I-22 Iryda. Oprócz nich, w systemie diagnozowania, stosuje się szereg innych przetworzeń parametrów: obserwację trendów w dłuższym czasie eksploatacji, obliczanie wskaźników gazodynamicznych, sprawności podzespołów itd.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Balicki W., Szczeciński S., Diagnostyka lotniczych silników turbinowych. Zastosowanie symulacyjnych modeli silników do optymalizacji zbioru parametrów diagnostycznych. Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa 2001.
- [2] House E.M.: Experience with the TF40B engine in the LCAC fleet. International Gas Turbine and Exposition Cologne, Germany, June 1-4, 1992.
- [3] Keba I.W. Diagnostyka awiacjonnych gazoturbinnych dwigatielej, Wyd. "Transport", Moskwa 1980.
- [4] Korczewski Z.: Metoda diagnozowania części przepływowej okrętowego turbinowego silnika spalinowego w eksploatacji. AMW (rozprawa doktorska), Gdynia 1992.
- [5] Korczewski Z.: Identyfikacja procesów gazodynamicznych w zespole sprężarkowym okrętowego turbinowego silnika spalinowego dla potrzeb diagnostyki. Monografia. AMW, Gdynia 1999.
- [6] The jet engine, The Technical Publications Department Rolls-Royce plc, Derby 1996.
- [7] Opisy silników F100 – PW – 220/220E/229 Growth, Materiały firmy Pratt and Whitney.
- [8] Balicki W., Szczeciński S., Próba wykrywania symptomów niestatecznej pracy sprężarki turbinowego silnika odrzutowego, III Konfer."DIAG" Szczyrk s. 21-28, 1995.
- [9] Balicki W., Szczeciński S., Temperatura spalin jako parametr diagnostyczny silników turbinowych, III Konfer."DIAG" Szczyrk s. 21-28, 1995.

DYNAMICZNE OBCIĄŻENIA KADŁUBÓW SILNIKÓW TURBINOWYCH I ICH ZAMOCOWAŃ NA PŁATOWCACH

ARTUR ROWIŃSKI

Instytut Lotnictwa

Streszczenie

Kadłub silnika turbinowego poddawany jest w trakcie pracy obciążeniom o charakterze statycznym (takich jak zginanie, skręcanie, ściskanie i rozciąganie w kierunkach prostopadłym i równoległym do osi wirnika) oraz dynamicznym spowodowanych oddziaływaniem wirnika na łożyska. W fazie projektowania istotną rzeczą jest wstępne obliczenie własności dynamicznych silnika. Analiza drgań konstrukcji silnika jest dokonywana poprzez analizę odpowiednio uproszczonego modelu obliczeniowego. Opis matematyczny modelu dynamicznego z uwzględnieniem podatności poszczególnych jego elementów rozkładu mas i sposobów ich zamocowania pozwala na obliczenie prędkości krytycznych silnika i związanych z nimi postaci drgań.

Słowa kluczowe: sztywność i podatność podpór, zespół nośny, częstotliwość i amplitudy drgań podpór, czujniki drgań

SILY ODDZIAŁYWUJĄCE NA KADŁUB SILNIKA

Siły gazowe oddziałują na elementy wirnika sprężarki i turbiny silnika poprzez reakcję na energię kinetyczną czynnika gazowego tj. sprężanego powietrza i spalin oraz ciśnienia statycznego. Oddziałują na łopatki sprężarki i turbiny obciążając wirnik momentem obrotowym i siłą wzdłużną. Zakres oddziaływania siły na wirnik jest bardzo szeroki i wynika zarówno ze zmiany ciśnień wewnątrz kanałów przepływowych silnika związanej ze zmianami prędkości obrotowej, mocy lub ciągu oraz oddziaływania otoczenia tj wysokości i prędkości lotu. Siły gazowe działają na zespół wirnikowy w sposób quasi-statyczny – w trakcie jednego cyklu pracy silnika następuje co najmniej jeden cykl zmiany obciążenia od sił gazowych.

Jedynie przepływ powietrza i spalin poprzez uszczelnienia labiryntowe może być przyczyną drgań, ale z powodu małych powierzchni pierścieni labiryntów powietrznych i niewielkich wydatków masowych przepływającego przez nie gazu, nie powoduje dużych obciążeń wirnika.

Siły masowe oddziałujące na wirnik są związane z:

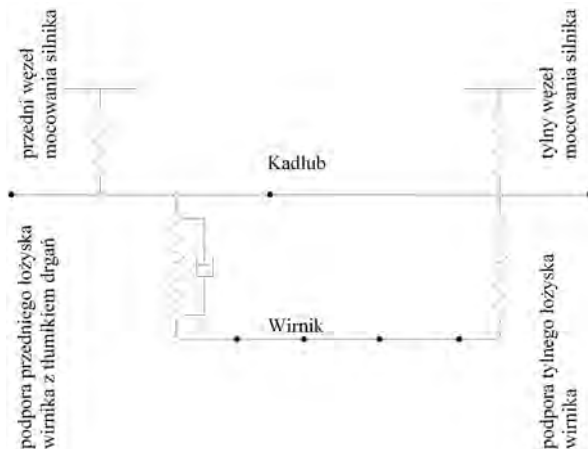
- ruchem obrotowym wirnika i zmianami wielkości tego ruchu. Ustalony ruch obrotowy wirnika powoduje obciążenia jego elementów siłami odśrodkowymi o przyspieszeniach do 6000 g na obwodzie. Czas zmiany prędkości obrotowej w czasie przyspieszeń lub opóźnień jest ograniczony poprzez układ paliwowy kontrolujący narastanie obciążenia cieplnego turbiny i dlatego nie może być zbyt krótki. Przyrost prędkości obrotowej od 60% do 100% trwa do

- 4 s (dla silnika jednoprzepływowego), więc moment obrotowy obciążający wirnika jest mały.
- ewolucjami samolotu, które nadają mu prędkości kątowe wokół trzech osi w przestrzeni. Manewry samolotu mają największy wpływ na reakcje łożysk wirnika w skutek działania momentów giroskopowych. Wynika to z wysokich prędkości obrotowych wirnika i prędkości kątowej samolotu podczas ewolucji. Przeciążenia w czasie ewolucji samolotu wywołują siły poprzeczne a zatem odpowiednie reakcje łożysk. Jednak ze względu na niewielką masę wirnika obciążenia te nie są znaczące dla ich trwałości.
 - niewyważenie dynamiczne wirnika powoduje powstanie siły i momentu wirującego z jego prędkością. Pomimo małych wielkości statycznych niewyważenia rzędu kilku gcm wskutek wysokich prędkości obrotowych, a także nieliniowych odkształceń wirnika, siły wirujące mogą osiągnąć wartości rzędu kilkudziesięciu daN. Oprócz dodatkowego obciążenia łożysk wirujące siły i momenty pochodzące od niewyważenia są jednym ze źródeł drgań wirnika a zatem i całego silnika.

Zewnętrzny siłami wymuszającymi drgania kadłubów są:

- pulsacje sił gazowych powstałe w skutek oddziaływania strumienia gazów w kanale głównym silnika na elementy kadłubów takich jak stójki i wieńce aparatów kierujących, komór spalania.
- oddziaływanie mechaniczne kół zębatych i innych elementów przeniesienia napędu z głównego wirnika na agregaty pomocnicze. Bardzo istotnym elementem powodującym dodatkowe obciążenia łożyska jest poślizg łożyska, który wynika ze zbyt małej siły tarcia na elementach tocnych w stosunku do siły wymuszającej prędkość obrotową. Zjawisko to może powodować powstanie dodatkowych drgań separatora kulek lub rolek łożyska.

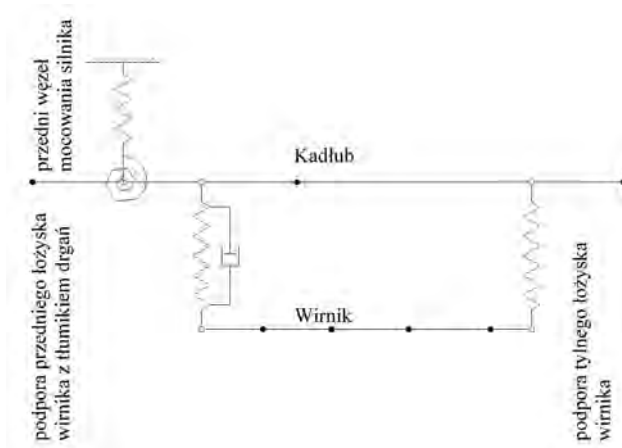
Na rys. 1 i 2 przedstawiono modele dynamiczne silnika z zaznaczeniem podatności podpór wirnika i mocowania silnika na płatowcu.



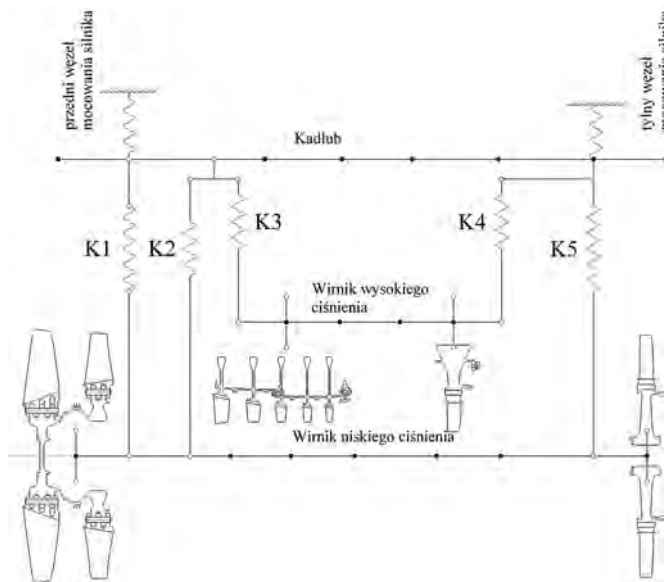
Rys. 1. Model dynamiczny układu jednowirnikowego – dla drgań poprzecznych

Poziom drgań wirnika jest zależny od jego prędkości obrotowej. Oddziaływanie sił statycznych i dynamicznych na kadłuby w wyniku reakcji wirnika na obciążenia w kierunku promieniowym i osiowym jest redukowane poprzez umieszczenie pomiędzy łożyskiem a sztywną podporą elementów tłumiących drgania (np. tłumika olejowego) oraz dobrania zakresów pracy silnika tak, aby wszystkie prędkości obrotowe odpowiadające kolejnym częstotliwościom harmonicznym były poza zakresami roboczymi prędkości obrotowych silnika. Praca przy prędkościach odpowiadających krytycznym powoduje nie tylko wzrost drgań silnika w elementach

wirnika i obciążen łożysk, ale może w skrajnym przypadku doprowadzić do zacierania łopatek wirnika, kierownic i labiryntów.



Rys. 2. Model dynamiczny układu jednowirnikowego dla drgań podłużnych



Rys. 3. Model dynamiczny układu dwuwirnikowego na przykładzie silnika D-18

Pierwsza krytyczna prędkość obrotowa powinna znajdować się poniżej prędkości obrotowej biegu jałowego, druga powyżej prędkości maksymalnej. W tym przypadku podczas rozruchu wirnik przechodzi przez prędkości krytyczne, ale ze względu na małą prędkość obrotową amplitudy nie są duże. Prędkość krytyczna musi być dostatecznie oddalona od prędkości wiatrakowania zespołu wirnika, która jest przeważnie niższa od prędkości biegu jałowego. Niezbędne jest także tłumienie w węzłach łożyskowych dla zmniejszenia amplitud drgań dla krytycznych prędkości obrotowych. Na rys. 3 przedstawiono model dynamiczny silnika dwuwirnikowego zbudowanego dla zaprojektowanego w ILot dwuprzepływowego silnika D-18 przeznaczonego do napędu wersji rozwojowych samolotu „Iryda”.

Oprócz krytycznych prędkości obrotowych odpowiadających giętnym drganiom układu wirnik - kadłub, wirnik podlega drganiom skrętnym. Czynnikiem wymuszającym drgania skrętne jest oddziaływanie śmigła w silnikach śmigłowych. Podobnie jak w przypadku częstotliwości krytycznych niezbędne jest wyeliminowanie rezonansów dla ustalonych zakresów pracy silnika.

OCENA OBCIĄŻEŃ KADŁUBÓW SILNIKÓW TURBINOWYCH

Względy konstrukcyjne nakazują ocenę nie tyle wartości naprężeń i osiąganych współczynników bezpieczeństwa względem granic sprężystości użytych materiałów analizowanej części kadłuba w ekstremalnych warunkach cieplnych, lecz wielkości jej odkształceń cieplnych i sprężystych. Kadłuby silników turbinowych mają co najmniej dwie grupy węzłów konstrukcyjnych wymagających precyzyjnej oceny przemieszczeń i odkształceń promieniowych w których muszą występować ściśle określone dokładności wzajemnego położenia części współpracujących. Dotyczy to bieżni łożysk na czopach wałów wirników w podporach kadłuba, luzów wierzchołkowych pomiędzy łopatkami roboczymi wieńców wirnikowych sprężarek i turbin oraz powierzchni współpracujących wszystkich uszczelnień labiryntowych. Odnosi się to do pracy w warunkach ustalonych i nieustalonych, w całym zakresie prędkości obrotowych silnika i warunków lotu statku powietrznego. Obciążenia kadłubów siłami wywołanymi głównie oddziaływaniem na elementy konstrukcji silnika sprężonego powietrza i spalin w kanale głównym i komorach odciążających przepływu wewnętrznego, częściowo równoważą się w samym silniku. Pozostała niezerównoważona siła jest przenoszona na płatowiec poprzez węzły mocowania silnika.

Węzły mocowania według przepisów lotniczych są klasyfikowane jako elementy krytyczne silnika. Na węzły mocowania w każdym typie silników przenoszone są obciążenia od siły ciężkości w warunkach lotu ustalonego i zwiększone obciążenia podczas lotu po torach krzywoliniowych statku powietrznego.

Zminimalizowanie wpływu reakcyjnych momentów obrotowych w silnikach śmigłowych można osiągnąć przez zastosowanie śmigieł przeciwbieżnych, co jest charakterystyczne w pojawiających się samolotach z napędem śmigło-wentylatorowym. Cienkościenne konstrukcje zewnętrznych ścian kadłubów, które są jednocześnie ścianami kształtującymi kanały przepływowe silników, zawieszane punktowo w węzłach mocowania silników w płatowcu odkształcają się podczas przeciążeń poprzecznych. Wartości tych odkształceń stanowią mogą o wyborze montażowych luzów wierzchołkowych łopatek sprężarek i turbin. Natomiast stosowanie coraz wyższych wartości sprężu w nowopowstających konstrukcjach, zwłaszcza w wentylatorowych silnikach odrzutowych, sprzyja powstaniu osiowo-symetrycznych odkształceń zewnętrznych ścian kadłubów, co może w znacznym stopniu niwelować odkształcenia podczas przeciążeń siłami poprzecznymi.

PRZYKŁADY ROZWIĄZAŃ KONSTRUKCYJNYCH ZESPOŁU KADŁUBÓW

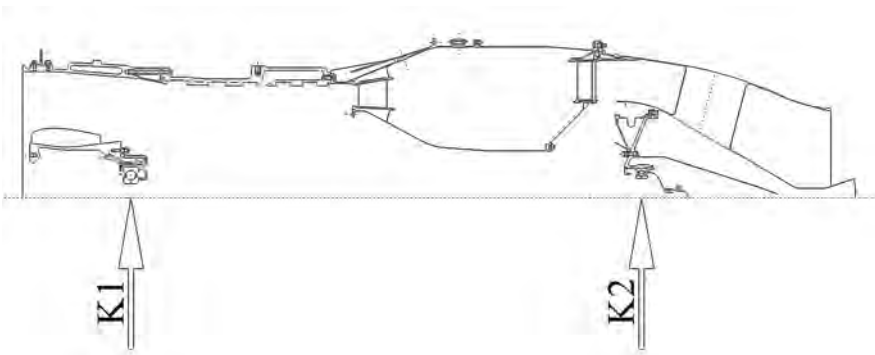
Na kolejnych rysunkach (4, 5 oraz 6) przytoczono charakterystyczne przykłady kadłubów jednowirnikowego silnika odrzutowego śmigłowcowego oraz dwuwirnikowego dwuprzepływowego silnika odrzutowego.

Jednoprzepływowy silnik odrzutowy K-15

Na czopie pierwszej tarczy wirnika sprężarki osadzone jest czteropunktowe łożysko kulkowe, którego zewnętrzna bieżnia jest osadzona w sprężystej tulei. Podatność tulei w kierunku

promieniowym osiągnięto poprzez wykonanie szeregu wycięć w jej cylindrycznej części. Zewnętrzna powierzchnia tulei gniazda łożyska współpracuje z tłumikiem olejowym stanowiącym część kadłuba wlotowego zespołu łożyska. Luz pomiędzy tuleją sprężystą a tuleją stalową wciśniętą w gniazdo znajdujące się w kadłubie wlotowym określa dopuszczalne promieniowe przemieszczenie łożyska. Przestrzeń pomiędzy tulejami ograniczona ich powierzchniami oraz dwoma pierścieniami sprężystymi typu O'ring, wypełniona jest olejem pod ciśnieniem 3 barów. Drgania wirnika przenoszone są na kadłub wlotowy, poprzez elementy łożyska i układu tłumienia. Na zewnętrznej pokrywie kadłuba nad stójką łączącą jego cylinder wewnętrzny z zewnętrznym, zamocowany jest czujnik piezoelektryczny rejestrujący drgania wirnika w kierunku promieniowym do jego osi. Sygnał z czujnika jest przekazywany do bloku elektronicznego i dalej do bloku ostrzegania i służy do sygnalizacji przekroczenia dopuszczalnego poziomu.

Tylna podpora wirnika zamocowana jest w zespole dyszy wylotowej. Na czopie zamocowana do tarczy turbiny osadzone jest łożysko wałeczkowe. Zewnętrzna bieżnia łożyska osadzona jest w gnieździe w tarczy podpory bez luzu promieniowego. W badaniach stwierdzono, że maksymalny poziom drgań występuje przy 78.6% prędkości maksymalnej.



Rys. 4. Zespół kadłubów silnika K-15. K1 i K2 sztywności podpór łożyskowych

Silnik śmigłowy GTD-350

Silnik GTD-350 jest zbudowany w układzie dwuwirnikowym. Wirniki sprężarki, turbiny sprężarki oraz oddzielnej turbiny napędowej są oddzielnie łożyskowane na pięciu podporach. Wirnik sprężarki jest zamocowany na dwóch łożyskach.

Przednie łożysko rolkowe wirnika sprężarki jest zamontowane w środkowej części osłony wewnętrznej. Przenosi reakcje od sił poprzecznych i umożliwia wzdłużne przemieszczanie się przedniego czopa wału wynikające z rozszerzania się wirnika w wyniku obciążenia cieplnego. Między powierzchniami pierścienia łożyska i środkową częścią osłony wewnętrznej umieszczone są dwie tulejki - gładka i sprężysta. Tulejka sprężysta jest tłumikiem drgań łożyska. Aby pierścień łożyska nie stykał się bezpośrednio z tulejką sprężystą i nie mógł się po niej ślizgać, między pierścieniem łożyska a tulejką sprężystą osadzona jest tulejka gładka. Tulejka ta jest zabezpieczona przed obracaniem się.

Dopuszczalną wartość niewyważenia wirnika osiąga się poprzez zdjęcie materiału na elemencie wyważającym z przedniej strony wirnika i wkładki wyważającej zamocowanej przed II łożyskiem wirnika (tylnym).

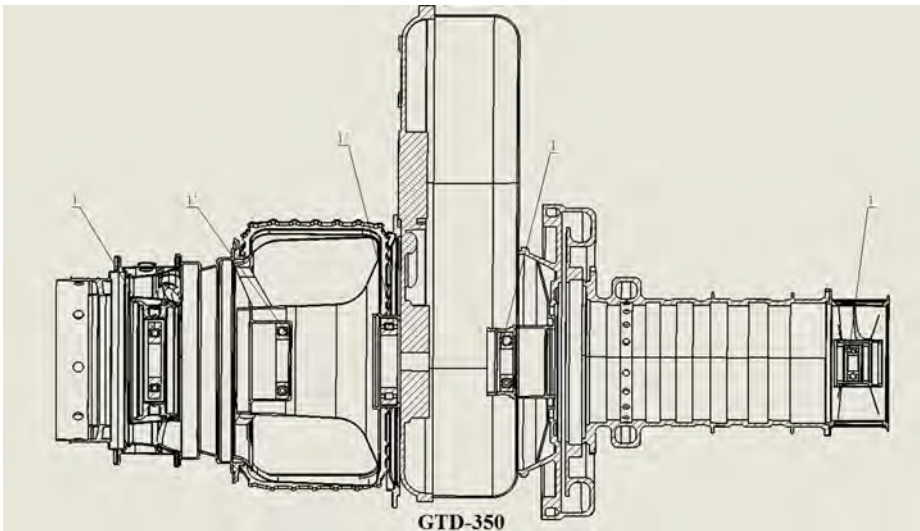
Wirnik turbiny sprężarki osadzony jest na dwóch łożyskach tocznych. Tylnie łożysko kulkowe (II silnika) przenosi obciążenia poprzeczne i wzdłużne, przednie łożysko rolkowe (IV silnika) przenosi obciążenia wyłącznie poprzeczne. Zewnętrzny pierścień łożyska III osadzony jest

w gnieździe łożyska, przy czym pomiędzy gniazdem a zewnętrznym pierścieniem łożyska umieszczone są dwie cienkościenne tulejki. Zewnętrzna tulejka - sprężysta służy do tłumienia drgań promieniowych łożyska. Wewnętrzna tulejka oddziela tulejkę sprężystą od pierścienia zewnętrznego łożyska i zabezpiecza go przed obracaniem.

Niewyważenia wału turbiny sprężarki usuwane są przez przestawianie pierścieni wyważających, dodawanie wkładki wyważającej pod półką labiryntu powietrznego po wewnętrznej stronie turbiny oraz poprzez zbieranie materiału na od-stopniowanej powierzchni wału.

Wirnik turbiny wyważony jest dynamicznie. Do usunięcia niewyważenia z tylnej strony na tarczy turbiny, a z przedniej przed łożyskiem II na wewnętrznej powierzchni koła zębatego napędu przekładni, stosuje się wkładki wyważające.

Wirnik turbiny osadzony jest na dwóch łożyskach: rolkowym (V łożysko silnika) i kulkowym (IV łożysko silnika) – umieszczonych w kadłubie kolektora gazu. Gniazdo łożyska kulkowego osadzone jest ciasno w kadłubie kolektora gazu na wąskim pasku przy kołnierzu, a pozostała część gniazda umieszczona jest w kadłubie kolektora spalin z luzem na powierzchni zewnętrznej. Konstrukcja taka zabezpiecza przed przenoszeniem drgań wirnika turbiny na kadłub.

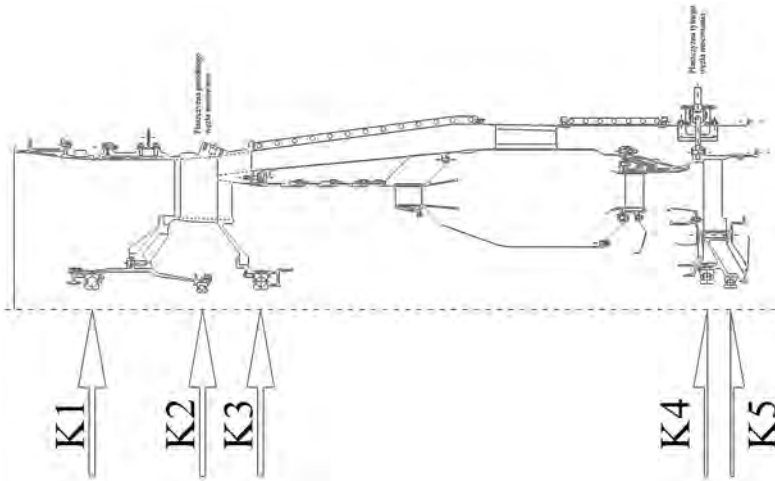


Rys. 5. Przekrój silnika GTD 350 – zespół kadłubów.

1-1-1 - łożyska wirnika sprężarki, 1'-1'-1 - łożyska wirnika turbiny napędowej

Silnik dwuwirnikowy D-18

Zespół wirnikowy silnika jest zbudowany z dwóch, oddzielnie łożyskowanych wirników – wysokiego i niskiego ciśnienia. Podpory obydwu wirników znajdują się w kadłubie pośrednim, połączonym z kadłubem wlotowym oraz w kadłubie turbiny. Wirnik niskiego ciśnienia składający się z dwustopniowego wentylatora i jednostopniowej turbiny, ze względu na niską wartość krytycznej prędkości obrotowej, podparty jest na trzech łożyskach. Wirnik wysokiego ciśnienia, w skład którego wchodzi sześciostopniowa sprężarka i jednostopniowa turbina, podparty jest na dwóch łożyskach. Wewnątrz kadłuba pośredniego znajduje się przednie kulkowe łożysko wirnika wysokiego ciśnienia. Do przedniej ściany kadłuba przymocowana jest tuleja, w której zostały osadzone łożyska K1 wentylatora (przednie kulkowe) i K2 (tylne wałeczkowe), zaznaczone na rys. 6.



Rys. 6. Zespół kadłubów silnika D-18

Na zewnętrznej pokrywie kadłuba pośredniego znajdują się dwa piezoelektryczne czujniki drgań mierzące przyspieszenia w kierunku promieniowym i obwodowym.

Łożyska wałeczkowe K4 i K5 zamocowane są w gniazdach znajdujących się w kadłubie turbiny. Podparcie turbiny jest wspólne dla turbiny wysokiego i niskiego ciśnienia. Wszystkie łożyska są sztywno osadzone w kadłubach silnika. Dopuszczalne niewyważenia dla wirników wynoszą 4 i 5 gcm i są korygowane poprzez odpowiednie rozłożenie łopatek wirnikowych na poszczególnych stopniach sprężarki, wzajemne ustawienie wałów par wałów wentylatora i turbiny niskiego ciśnienia oraz sprężarki i turbiny wysokiego ciśnienia i redukcję mas korekcyjnych na wybranych powierzchniach tarcz turbin, wentylatora i pierwszego stopnia sprężarki.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Instytut Lotnictwa – Zakład Silników Lotniczych „Projekt Wstępny silnika D-18 Obliczenia sił poprzecznych obciążających łożyska pędni”- Warszawa 1987r.
- [2] Instytut Lotnictwa – Zakład Silników Lotniczych „Opis silnika K-15”- Warszawa 1993r.
- [3] Instytut Lotnictwa – Zakład Silników Lotniczych-„Instrukcja eksploatacji silnika K-15”- Warszawa 1993 r.
- [4] Instytut Lotnictwa – Zakład Silników Lotniczych- „Sprawozdania i protokoły z badań silników K-15, K-16, SO-3, D-18, GTD-350”

TURBINOWY SILNIK ODRZUTOWY JAKO ŹRÓDŁO ZAGROZEŃ EKOLOGICZNYCH

PAWEŁ GŁOWACKI, STEFAN SZCZECIŃSKI

Instytut Lotnictwa

Streszczenie

W artykule przedstawiono najważniejsze mechanizmy powstawania toksycznych składników spalin w komorach spalania turbinowych silników odrzutowych. Ogólnie opisano jakie parametry pracy silnika i komory spalania powodują wzrost intensywności tworzenia się tlenków azotu (NOx), sadzy, niespalonych węglowodorów (NHC), tlenku węgla (CO) i dwutlenku węgla (CO2), a jakie ograniczają możliwości ich powstawania. Zasygnalizowano również jakie problemy czekają inżynierów silnikowców w przyszłości, związane z koniecznością wymuszania przez odpowiednie regulatory znacznej redukcji emisji toksycznych składników spalin.

Słowa kluczowe: turbinowy silnik odrzutowy, komora spalania, spaliny, toksyczne składniki spalin, ochrona środowiska.

WSTĘP

Prowadząc rozważania dotyczące lotniczych silników turbinowych często (szczególnie w opracowaniach popularno – naukowych) traktuje się je jako kombinację” turbina – sprężarka”, uznając układ spalania mieszaniny paliwowo- powietrznej marginalnie i poświęcając mu o wiele mniej uwagi niż na to zasługuje.

Osiągi i sprawność silników zależą w równej mierze od efektywności pracy wszystkich elementów konstrukcyjnych silnika.

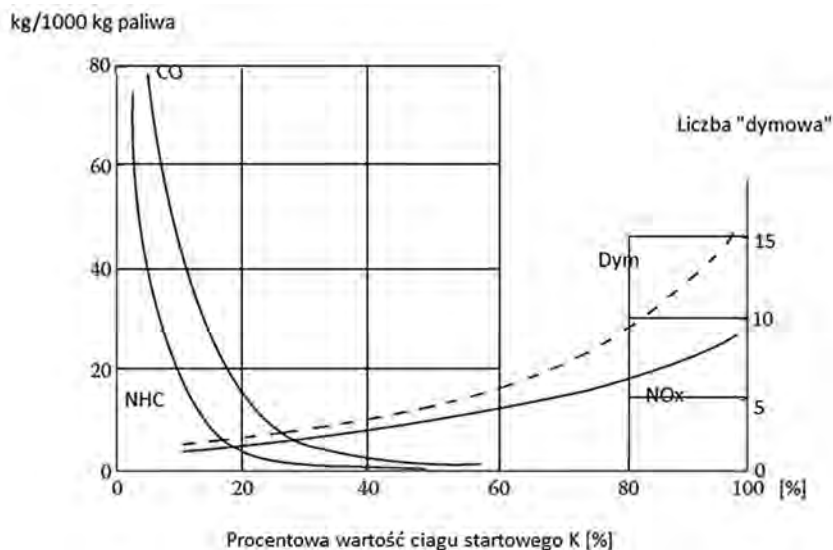
Od początku prac nad powstaniem silnika odrzutowego wymagania dotyczące działania komór spalania pozostają niezmiennie:

- Wysoka efektywność przekształcania energii chemicznej paliwa w entalpię produktów spalania
- Minimalny spadek ciśnienia
- Jak najmniejsze pole przekroju poprzecznego
- Konstrukcja lekka, trwała i niekosztowna
- Stabilna praca na całym zakresie prędkości obrotowych silnika oraz prędkości i wysokości lotu bez możliwości zgaśnięcia
- Łatwość rozruchu silnika zarówno na ziemi jak w powietrzu
- Spalanie całkowite w celu uniknięcia odkładania się (depozytu) węgla
- Wysoka podatność obsługa

I do tego obecnie:

- Minimalizacja emisji NCH,CO,CO₂,NO_x,sadzy,SO_x,NMVOCs¹ na wszystkich zakresach pracy silnika i warunkach lotu
- Redukcja hałasu emitowanego podczas procesu spalania i pracy silnika jako całości
- Możliwość stosowania wielu rodzajów paliwa

Formowanie się szkodliwych składników spalin jest związane z temperaturą, czasem i historią koncentracji procesu spalania. Charakterystyczne, że koncentracja powstawania tlenku węgla (CO) i niespalonych węglowodorów (NHC) jest najwyższa dla niskich zakresów pracy silnika i zanika w funkcji wzrostu ciągu silnika. Odwrotne zjawisko dotyczy tlenków azotu (NO_x) i dymu, których obecność w spalinach na zakresach małych wartości ciągu jest niezauważalna a znacznie rośnie wraz ze wzrostem ciągu silnika. Powyższe zależności ilościowe przedstawiono na rys. 1.



Rys. 1. Wielkość emisji dla silników turbinowych w zależności od ciągu silnika

Gas turbine Combustion Alternative Fuels and Emissions third edition
Arthur H. Lefebvre and Dilip R. Ballal © 2010 by Taylor and Francis Group, LLC
CRC Press is an imprint of Taylor & Francis Group, an Informa business

1. PRZYCZYNY POWODUJĄCE TWORZENIE SIĘ SZKODLIWYCH SKŁADNIKÓW SPALIN

1.1. Czynniki sprzyjające powstawaniu tlenku węgla (CO)

W czasie pracy silnika gdy w strefie zapłonu wytworzona jest tzw. bogata mieszanina paliwowo- powietrzna tworzy się wiele tlenku węgla (CO) ze względu na brak wystarczającej ilości tlenu potrzebnej do reakcji chemicznej zapewniającej tworzenie się dwutlenku węgla (CO₂). Nawet jednak przy reakcji stechiometrycznej czy mieszaninie umiarkowanie ubogiej będzie również występowała duża ilość CO ze względu na dysocjację CO₂.

W praktyce emisja CO jest znacznie wyższa niż ta wynikająca z równań równowagi.

¹Non Methane Volatile Organic Compounds – niemietanowe lotne związki organiczne. Zaliczamy do nich np. benzen, etanol, aceton

Podstawowymi czynnikami wpływającymi na wydajność spalania a tym samym emisję CO są: temperatura na wlocie do silnika i komory spalania, ciśnienie w komorze spalania, współczynnik nadmiaru powietrza w strefie pierwotnej i średni rozmiar kropli w mieszaninie paliwowo-powietrznej. Empirycznie dowiedziono, że emisja CO zanika przy wartości 0.8 współczynnika nadmiaru powietrza, po czym następuje duży gradient wzrostu jego emisji wraz ze wzrostem współczynnika nadmiaru powietrza.

Wzrost ciśnienia w komorze spalania znacznie redukuje emisję CO. Przy małych wartościach współczynnika nadmiaru powietrza wzrost ciśnienia w komorze spalania o 50% powoduje dwukrotne zmniejszenie produkcji tlenku węgla. Jeżeli występują wysokie wartości tego współczynnika wzrost ciśnienia spalania zahamowuje dysocjację CO₂ a tym samym emisję CO.

Niespalone węglowodory to praktycznie paliwo opuszczające komorę spalania jako krople lub pary. Czynniki wpływające na wielkość emisji są praktycznie takie same jak te dla tlenku węgla.

1.2. Czynniki sprzyjające powstawaniu tlenków azotu (NO_x)

Większość tlenku azotu (NO) powstałego w procesie spalania utlenia się do dwutlenku azotu (NO₂) i dla tej przyczyny podaje się sumaryczną emisję tych związków jako NO_x.

Tworzą się one poprzez cztery różne mechanizmy:

- Termiczny
- Utlenianie azotu
- Tzw. natychmiastowy (szybki) NO_x
- Pochodzący z paliwa

Badania potwierdzają fakt, że ciśnienie w komorze spalania szczególnie dla wstępnie mieszanych, ubogich mieszanek ma minimalny wpływ na tworzenie się związków NO_x. Dla bogatych mieszanek ilość emitowanego NO_x zwiększa się proporcjonalnie do pierwiastka kwadratowego z wartości ciśnienia. Zwiększa się też wraz ze wzrostem wymiaru średniej kropli dla małych wartości współczynników nadmiaru powietrza, natomiast dla mieszanek bogatych wymiar kropli nie wpływa na emisję NO_x.

2. LOTNICTWO, A ZANIECZYSZCZANIE ATMOSFERY

Obecnie wprowadzane są ostre można by stwierdzić, że wręcz restrykcyjne normy dotyczące czystości spalin w lotnictwie.

Przemysł lotniczy musi rozwiązać w najbliższych latach problemy związane zarówno z czystością spalin jak i redukcją zużycia paliwa w celu ochrony środowiska, a głównie zatrzymania efektu cieplarnianego.

Wpływ na środowisko spowodowany ruchem lotniczym staje się ważnym elementem analiz naukowców zajmujących się naszą atmosferą. Silniki lotnicze emitują produkty spalania w bardzo ważnej jej warstwie zwanej tropopauzą. Znaczny wzrost przewozów, tym samym zwiększenie emisji gazów może być składnikiem czynników powodujących pewien brak równowagi klimatycznej Ziemi spowodowany szczególnie tworzeniem się ozonu (O₃) w tropopauzie.

Dodatkowo ozon tworzy się tylko w pobliżu korytarzy powietrznych, więc wpływ lotnictwa na wzrost temperatury półkuli północnej będzie większy niż południowej.

Zgodnie z najnowszymi badaniami ocenia się, że wpływ ilości ozonu (O₃) na wzrost temperatury powierzchni Ziemi jest czterokrotnie większy niż dwutlenku węgla (CO₂) – dokładnie 82% pochodzi od ozonu.

Należy zwrócić również uwagę na fakt, że dotychczasowe wymagania i normy dotyczące szkodliwych emisji określone są dla terenu położonego wokół lotnisk i uwzględniają tzw. samolotowy cykl startu i lądowania.

Należytej uwagi nie poświęcono zakresowi przelotowemu a przecież emisja gazów wylotowych silników stanowiących napęd samolotów w co najmniej w 80% dotyczy tej właśnie fazy lotu. Wprowadzenie do eksploatacji komór spalania o obniżonej emisji szkodliwych substancji tzw. LEC (Low Emission Combustor) w przestrzeni około lotniskowej zredukowało emisję NOx o około 50% lecz spowodowało też jej wzrost do nawet 100% na zakresie przelotowym. Można stwierdzić, że rozwiązanie problemu emisji NOx samolotu na zakresie przelotowym jest cztery razy ważniejsze niż CO2 i co szczególnie ważne:

„przelotowa emisja NOx staje się o wiele bardziej palącym problemem do rozwiązania niż ta na małych wysokościach”.

3. KOMORY SPALANIA

Konwencjonalne komory spalania i procesy w nich zachodzące są dobrze rozpoznane przez konstruktorów i technologów i stanowią większość wśród obecnie będących w eksploatacji. Zmiany w ich konstrukcji prowadzące do redukcji emisji trujących gazów w spalinach dokonały się dzięki badaniom na tej właśnie grupie komór spalania.

Głównymi czynnikami wpływającymi na emisje szkodliwych składników są:

- temperatura i współczynnik nadmiaru powietrza w strefie pierwotnego strumienia w komorze
- stopień ujednorodnienia procesu spalania w tej strefie
- charakterystyki chłodzenia ścian osłony rury ogniowej
- charakterystyki rozpylania paliwa

Obecność CO i NHC w spalinach spowodowana jest procesem niecałkowitego spalania. Należy więc poprawić sprawność procesu spalania poprzez taką redystrybucję strumienia powietrza by osiągnąć w strefie pierwotnej wartości współczynnika nadmiaru powietrza bliskie 0.8.

Dobre ujednorodnienie mieszaniny paliwowo- powietrznej w strefie pierwotnej redukuje emisję CO i NHC i nawet gdy współczynnik nadmiaru powietrza jest optymalny to nieprawidłowe wymieszanie paliwa z powietrzem spowoduje powstanie stref „ubogiej mieszanki” i w konsekwencji niecałkowite spalanie lub stref „bogatej mieszanki” gdzie niewystarczająca ilość tlenu nie pozwoli na reakcję zamiany CO w CO2.

Kolejnym źródłem redukcji ilości CO i NHC jest ograniczenie objętości chłodzącego powietrza w obrębie osłony rury ogniowej zwłaszcza w strefie dopływu pierwotnego strumienia powietrza.

We współczesnych komorach spalania występuje ciśnienie powyżej 3.5 MPa, osiągana jest sprawność 99% i minimalna objętość powietrza chłodzącego osłonę ściany rury ogniowej. Efekty te uzyskano dzięki zastosowaniu nowych materiałów i specjalnych rozwiązań konstrukcyjnych umożliwiających chłodzenie efuzyjne i transpiracyjne osłony ściany rury ogniowej. Dzięki tym rozwiązaniom doprowadzono do tego, że emisja CO i NHC jest praktycznie jednocyfrowa dla najnowszych silników lotniczych i zredukowana niemal do zera dla stacjonarnych silników turbinowych.

Występowanie dymu w spalinach zależne jest od temperatury na wlocie do komory spalania, ciśnienia i charakterystyki rozpylania paliwa. Wpływ temperatury wlotowej jest dwojaki gdyż jej wzrost jednocześnie przyspiesza tworzenie jak i spalanie sadzy. Bilans jest jednak na korzyść redukcji dymu. Tworzeniu się dymu sprzyja również wysokie ciśnienie w komorze spalania.

Eliminacja powstawania dymu następuje wtedy gdy stworzone są warunki uniemożliwiające tworzenie się stref bogatej mieszanki w płomieniu.

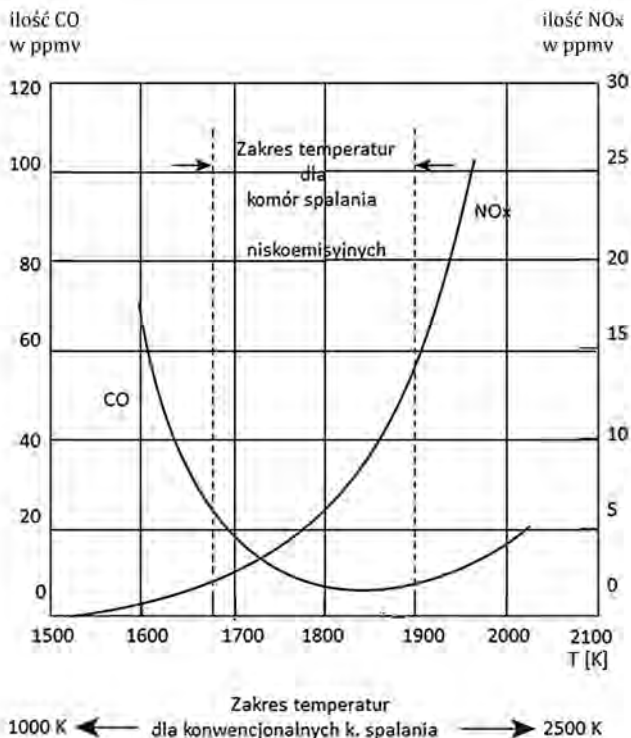
Dodatkowa ilość powietrza w strefie pierwotnej również powoduje redukcję dymu, pamiętać należy przy tym, że zwiększa się wtedy emisja CO i NHC na zakresach biegu jałowego pracy silnika.

Wstępne mieszanie paliwa już w samym wtryskiwaczu jest też przyczyną redukcji emisji dymu.

Tworzenie się tlenków azotu (NO_x) zależne jest wykładniczo od temperatury spalania.

Oczywisty jest więc fakt, że obniżenie temperatury w strefie spalania spowoduje ograniczenie emisji NO_x. Efekt ten można uzyskać np. poprzez doprowadzanie dodatkowego powietrza w strefę spalania. Należy jednak rozważyć to rozwiązanie z rozmysłem ponieważ powoduje to wzrost prędkości przepływu w strefie pierwotnej co ma negatywny wpływ na zapłon i stabilność płomienia.

Redukcja emisji trujących gazów rozwiązana być może głównie poprzez optymalizację temperatury spalania. Zależnie od zakresu pracy silnika zawiera się ona w przedziale od 1000 K do 2500 K. Powstawanie CO ma miejsce przy temperaturach niższych od 1700 K podczas gdy formowanie się NO_x występuje w temperaturach wyższych od 1900 K. Optymalna więc temperatura procesu spalania zawiera się w bardzo wąskim zakresie 1700K– 1900 K a niskoemisyjne komory spalania muszą ten przedział temperatur utrzymywać na całym zakresie pracy silnika, co obrazują wykresy na rys. 2.



Rys. 2. Wpływ temperatury w strefie pierwotnej na tworzenie się CO i NO_x

PODSUMOWANIE

Wydaje się, że w przyszłości redukcja trujących składników gazów wylotowych będzie rozwiązana poprzez zastosowanie komór spalania tzw. LPP (lean, premixing, prevaporizing) co określa komorę spalania z ubogą mieszaniną paliwowo-powietrzną ze wstępnym mieszaniem i wstępnym odparowaniem. Wydzielić w niej można trzy przestrzenie. Pierwsza wtrysku paliwa, parowania paliwa i mieszania powietrza z paliwem i jego parami. Druga stabilizacji płomienia i zakończenia procesu spalania. Trzecia to strefa mieszania spalin z powietrzem wtórnym.

Charakterystyczny dla tych komór jest brak emisji sadzy, gdyż redukuje się ilość ciepła wypromieniowanego do osłony ściany rury ogniowej co prowadzi do obniżenia ilości potrzebnego powietrza chłodzącego a tym samym więcej go można użyć do ograniczania temperatury w strefie spalania. Kolejną zaletą LPP jest to, że w płomieniu o temperaturze nie przewyższającej 1900 K ilość produkowanego NOx nie rośnie wraz ze wzrostem czasu spalania co znaczy, że można go wydłużyć redukując tym samym emisję CO i NHC.

Wadą tych komór jest niebezpieczeństwo samozapłonu i powstania drgań prowadzących do rezonansu.

W najbliższym jednak czasie rozwiązaniem redukującym emisje toksyn najprawdopodobniej będzie zastosowanie fazowych komór spalania z wieloma wariacjami konstrukcyjnymi jak np. zastosowanie wtryskiwaczy paliwowych skonstruowanych i stosowanych już przez GE tzw. TAPS (Twin Annular Premixing Swirler), podwójny pierścieniowy zawirowywacz ze wstępnym mieszaniem. W dalszej przyszłości dopiero, wymienione tu komory spalania LPP mogą uzyskać dalszą poprawę już uzyskiwanych osiągnięć przy sprężach silników sięgających wartości 60.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Arthur H. Lefebvre, Dilip R. Ballal, Gas turbine Combustion Alternative Fuels and Emissions third edition © 2010 by Taylor and Francis Group, LLC, CRC Press is an imprint of Taylor & Francis Group, an Informa business
- [2] Hukam Mongia and Willard Dodds, Low Emissions Propulsion Engine Combustor Technology Evolution, Past, Present and Future, GE Aircraft Engines, Cincinnati, Ohio, U.S.A.
- [3] Ryszard Łapucha, Komory spalania silników turbinowo-odrzutowych procesy, obliczenia, badania, Warszawa 2004, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa
- [4] Włodzimierz Balicki (praca zbiorowa), Lotnicze silniki turbinowe konstrukcja-eksploatacja-diagnostyka część I, Warszawa 2010, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa
- [5] G. Geoffrey Smith, Gas Turbines and Jet Propulsion for Aircraft, fourth edition, August 1946, Flight Publishing Co. Ltd.
- [6] D. E. Gray, STUDY OF TURBOFAN ENGINES DESIGNED FOR LOW ENERGY CONSUMPTION, NASA Lewis Research Center, Contract NAS3-19132
- [7] Philip Gliebe, Will Dodds, Practical Technology Solutions for Future Aircraft Engine Noise and Emissions Reduction, AIAA/AAAF Aircraft Noise and Emissions Reduction Symposium, May 24-26, 2005 Monterey, California