

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 Siłach Powietrznych 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. \$.

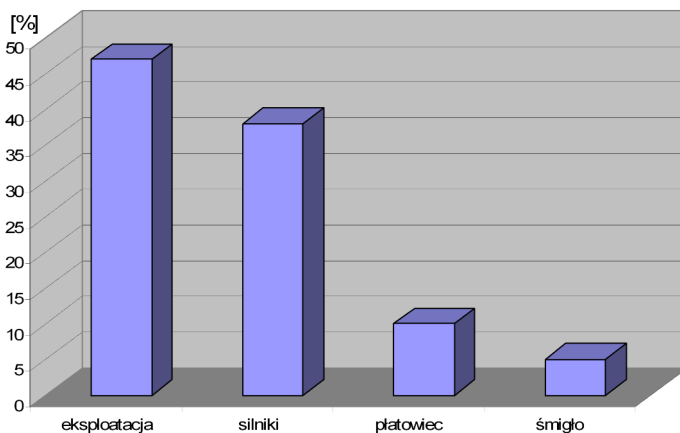
Wypadki lotnicze które zaliczają się do klasy A osiągają wartości wskaźnika wynoszące od 2 do 4 wypadków na 100 000 godz. lotu (np. w 2001 r. wyniósł on 3,83).

Gama przesłanek powodujących uszkodzenia silników jest różnorodna, do najważniejszych należy zaliczyć:

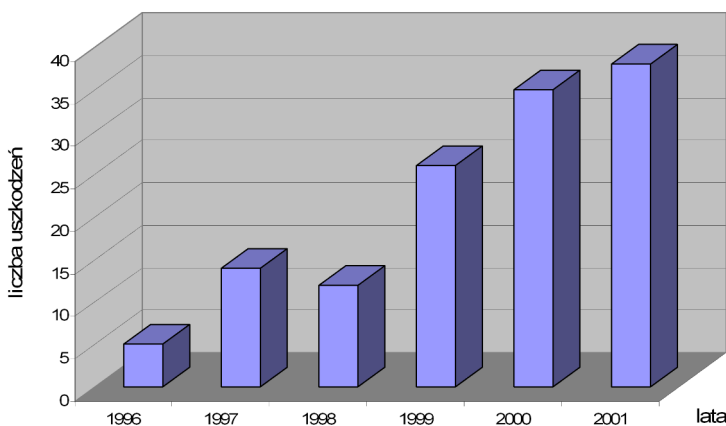
- czynniki konstrukcyjne i produkcyjne (np. rodzaj materiału, układ konstrukcyjny);
- czynniki mechaniczne (np. obciążenia mechaniczne i cieplne);
- czynniki eksploatacyjne (np. system eksploatacji, jakość obsługi, przygotowanie nawierzchni lotniskowych);
- czynniki klimatyczne (np. temperatura, wilgotność, 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

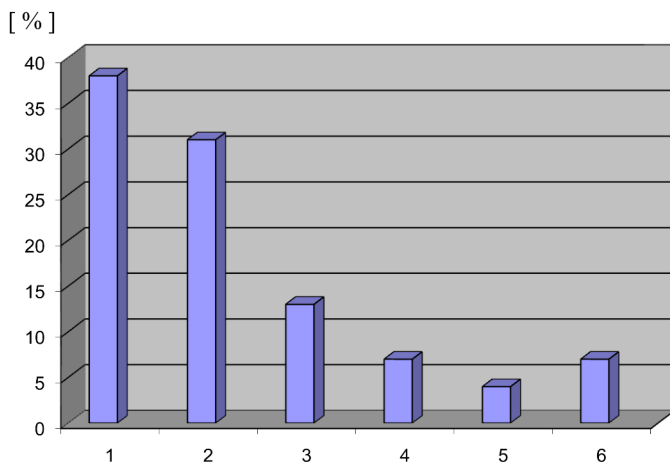
1. ANALIZA PRZYCZYŃ USZKODZEŃ ŁOPATEK SPRĘŻARKOWYCH

Łopatki 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.

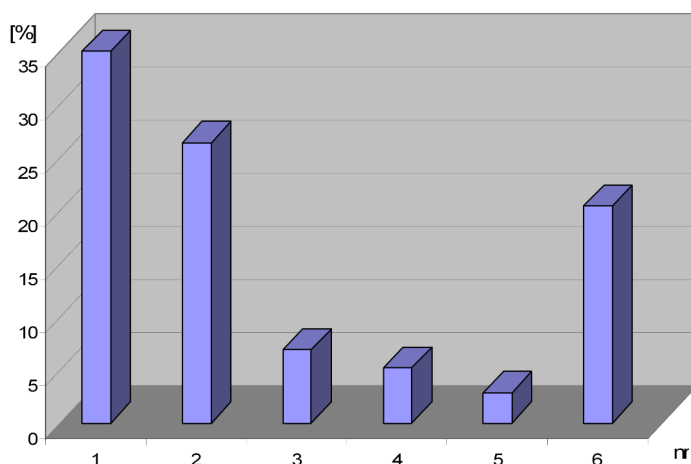
Wartości naprężeń określają w bardzo istotny sposób zakresy pracy sprężarek i wentylatorów oraz czas bezpośredniego użytkowania tych elementów (resursy). W przypadku silników

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 i 4 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.



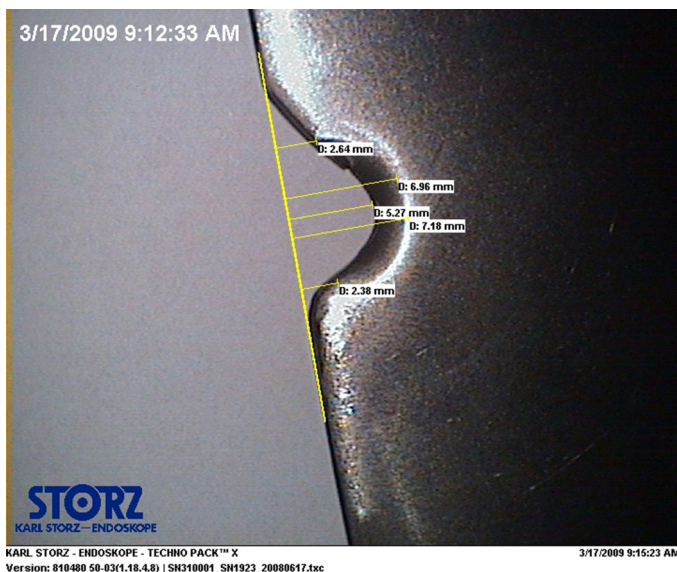
Rys. 3. Przyczyny uszkodzeń silników lotniczych w SP RP w latach 1994 - 1997

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, 4- deformacje plastyczne; 5- korozja międzykrystaliczna; 6-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.

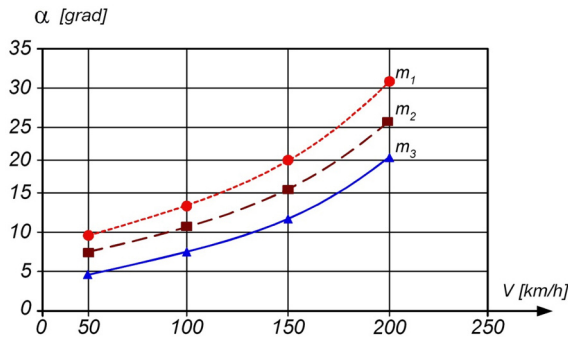


Rys. 6. Powstały wir wlotowy (wskazuje strzałka) na wlocie samolotu F-16

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.



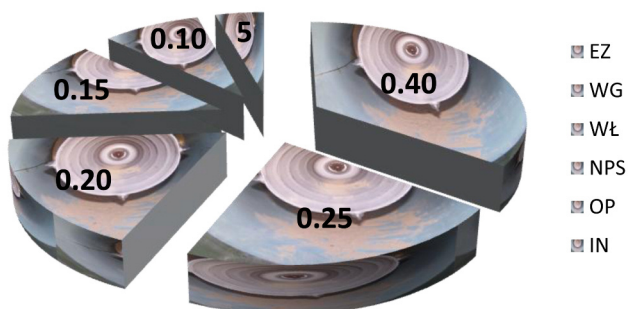
Rys. 7. Wpływ prędkości podczas kołowania i startu samolotu na kąt oderwania się zanieczyszczeń od powierzchni lotniska gdzie: m - masa obiektu podrywanego (gdzie $m_1 < m_2 < m_3$)

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 turbinowych np. silnika rozruchowego AI-9.



Rys. 8. Zawis śmigłowca w strefie silnego zapylenia i widok kanału dolotowego do jego silnika podczas wykonywania obrotów 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. Łopatka turbiny z przylegającym spieczonym pyłem

Zmianę geometrii wywołanej erozyjnym zużyciem określa się np. za pomocą współczynnika erozji:

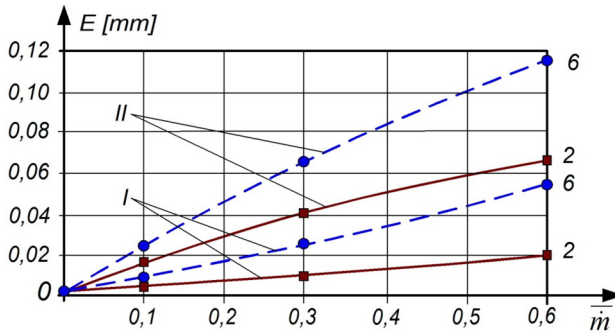
$$E = \frac{\Delta \dot{m}}{\rho A}$$

gdzie:

$\Delta \dot{m}$ - współczynnik masowego natężenia przepływu;

ρ - gęstość materiału;

A - pole powierzchni erozji łopatki

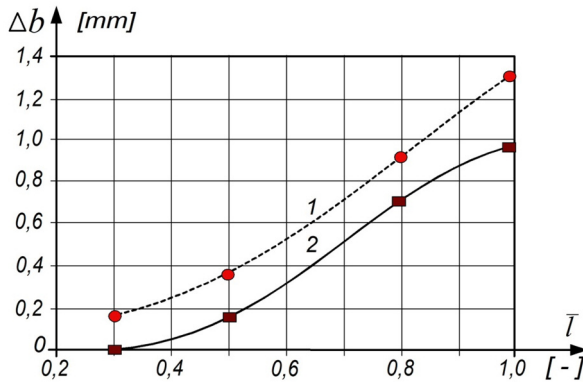


Rys. 11. Zależność stopnia erozji łopatki od wartości zmian masowego natężenia przepływu

\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.

Równie 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.

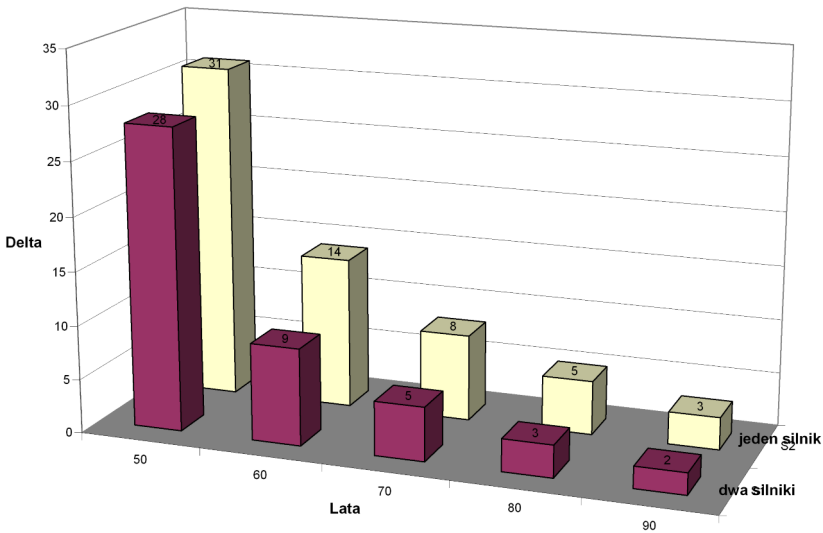
Uszkodzenia zamków łopatek sprężarek spowodowane jest podwyższonym poziomem koncentracji naprężeń wywołanych nierównomiernym obciążeniem, bądź zmianą obszaru spowodowanej korozją. Inną przyczyną może być zwiększone naprężenie kontaktowe.

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

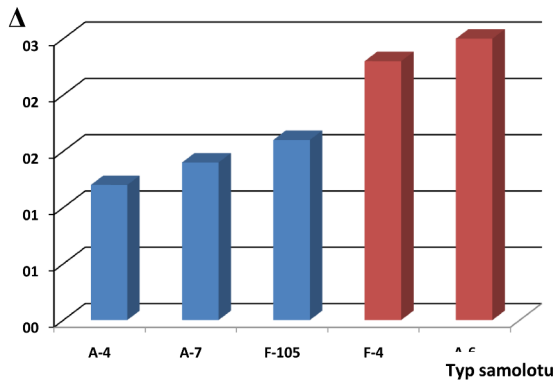
Oprócz podstawowych wymogów jakie są stawiane przed lotniczymi silnikami turbinowymi, takimi jak ciąg czy zużycie paliwa, istnieje jeszcze jeden bardzo ważny problem konstrukcyjny do rozwiązania w przypadku bojowych samolotów wielozadaniowych (jest to także ważny problem dla każdego rodzaju samolotów) – 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.

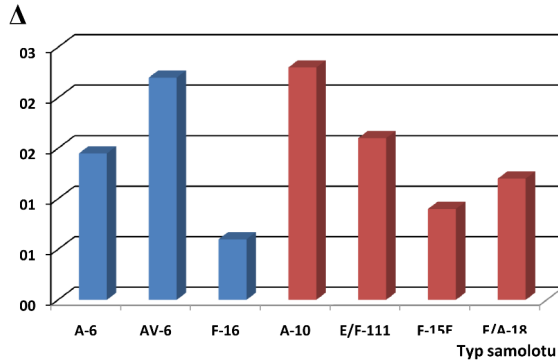


Rys. 13. Wskaźnik rocznych strat samolotów jedno- i dwusilnikowych w lotnictwie wojskowym USA

Część biur konstrukcyjnych lotniczych preferuje zespoły dwusilnikowe np. Eurofighter, Suchoj (Su-35), McDonell 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 silniki). Z drugiej strony w czasie konfliktu wietnamskiego samoloty dwusilnikowe jak Douglas F-4 Phantom oraz Grumman A-6 były częściej strącane niżeli A-4 Skyhawk, A-7 Corsair i F-105 Thunderchief.

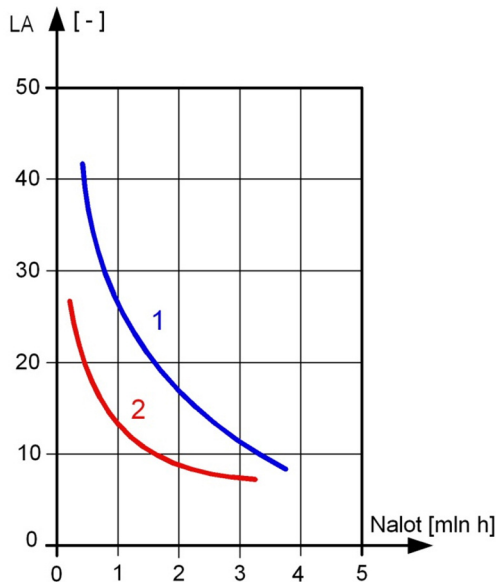


Rys. 14. Zależność współczynnika strat samolotów lotnictwa USA w Wietnamie, gdzie: Δ – współczynnik określający ilość utraconych samolotów na 1000 misji wykonanych przez samoloty; A-4, A-7, F-105 – samoloty jednosilnikowe; F-4, A-6 – samoloty dwusilnikowe



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 zespołu 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 nalogu; 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.