

POTRZEBY I SPOSOBY DIAGNOZOWANIA LOTNICZYCH SILNIKÓW TURBINOWYCH

Włodzimierz Balicki

Instytut Lotnictwa

Streszczenie

W artykule zarysowano historię rozwoju metod eksploatacji silników turbinowych oraz niektóre aspekty dotyczące algorytmów stosowanych w układach diagnozowania lotniczych silników turbinowych. Zwrócono uwagę na korzyści ekonomiczne i wzrost poziomu bezpieczeństwa latania związany z wprowadzeniem systemów diagnostycznych.

Słowa kluczowe: napędy lotnicze, lotnicze silniki turbinowe, eksploatacja, diagnozowanie

WPROWADZENIE

Zespół napędowy, to jeden z najważniejszych, a przy tym bardzo kosztownych elementów samolotu. Od jego niezawodnego działania zależy bezpieczeństwo latania (w czasie lotu samolot nie ma „pobocza”, na którym mógłby się zatrzymać w przypadku awarii silnika – takie awarie spowodowały katastrofy obydwu samolotów Ił-62 „Kopernik” i Ił-62 M „Kościuszko”). Z tych powodów już w 1930 r wprowadzono w USA nakaz remontowania silników lotniczych po każdych 300 godzinach pracy („*hard time system*”). Koszt współczesnego dużego silnika odrzutowego do zespołu napędowego samolotu pasażerskiego przekracza 20 milionów dolarów, a każdy remont takiego silnika, to wydatek następnych kilkuset tysięcy dolarów. Jednocześnie – ze względu na bardzo wysokie obciążenia mechaniczne i cieplne konstrukcji – urządzenia te są bardzo podatne na uszkodzenie. O tym, że obciążenia turbinowych silników lotniczych są rzeczywiście szczególnie wysokie mogą świadczyć niektóre parametry ich pracy:

- maksymalne prędkości obrotowe wirników zawierają się od ok. 8500 obr/min dla dużych silników (Rolls-Royce Olympus 535) i sięgają 52 000 obr/min dla niewielkich silników śmigłowo-wcowych (Allison 250-C20);
- maksymalna temperatura spalin osiąga 1800 K;
- ciśnienie spalin w komorze spalania przekracza 40 barów;
- wysokie obciążenie cieplne komory spalania np. energia zawarta w strumieniu spalin opuszczających komorę spalania (niewielkiego) silnika odrzutowego K-15 na zakresie startowym sięga 30 MW, a moc przekazywana z turbiny do sprężarki tego silnika wynosi ok.4,5 MW.

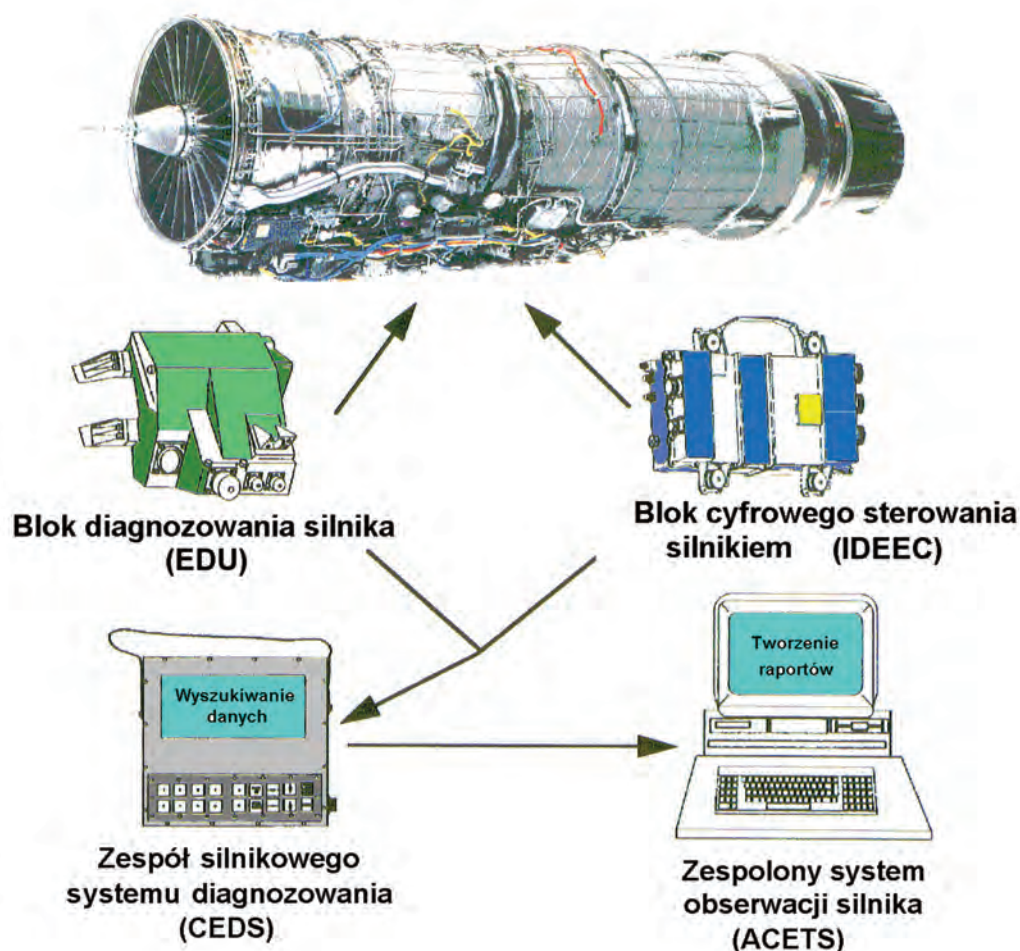
Dążąc do obniżenia kosztów eksploatacji, przy zachowaniu wymaganej niezawodności zespołów napędowych, poszukiwano metod określania ich aktualnego stanu technicznego. Dzięki temu rozwinęła się diagnostyka lotniczych silników turbinowych i zaczęto wprowadzać system eksploatacji według bieżącego stanu technicznego („*on condition*”).

ROZWÓJ METOD DIAGNOZOWANIA

Jedną z pierwszych prób wykorzystania układów pomiarowych wchodzących w skład systemów sterowania silnikami do kontroli stanu zespołu napędowego było zapisywanie wskazań przyrządów w określonych warunkach lotu. Tak uzyskane wartości nanoszono na indywidualne charakterystyki każdego silnika i obserwowano „trendy w dłuższym czasie i anomalie”. Procedury takie zastosowano w połowie lat siedemdziesiątych na samolotach KC-135 Stratotanker (z silnikami J57-PW-59W), a następnie na samolotach B-52 Stratofortress (silniki TF-33-P3). W efekcie uzyskano większą niezawodność zespołów napędowych dzięki wcześniejszemu wykrywaniu stanów niebezpiecznych oraz uniknięciu wtórnych uszkodzeń silników po drobnej awarii ale zaistniałej w trakcie lotu.

Dążono następnie (szczególnie wytwórcy silników) do zautomatyzowania procesu rejestracji po to, by uniknąć jakichkolwiek zafałszowań np. pomijania przypadków przekroczenia dopuszczalnych wartości parametrów pracy. Początkowo (koniec lat siedemdziesiątych) próbowano używać automatycznych pisaków, które szybko zostały wyparte przez magnetofony pomiarowe z taśmą magnetyczną.

Wykorzystując postęp technologiczny związany z rozwojem mikrokomputerów opracowano rejestratory cyfrowe, w których informacje są gromadzone w pamięci masowej. Jednocześnie (lata osiemdziesiąte ub. w.) doskonalono komputerowe metody przetwarzania nagromadzonych danych dotyczących zmian parametrów pracy silników. W efekcie powstały systemy wspomagające eksploatację silników turbinowych: w USA Turbine Engine Monitoring System (TEMS), Comprehensive Engine Management System (CEMS), a w Polsce systemy THETYS, SAMANTA i DIA-K15.



Rys.1. Przepływ informacji w systemie monitorowania silnika F-100-PW-220 [10]

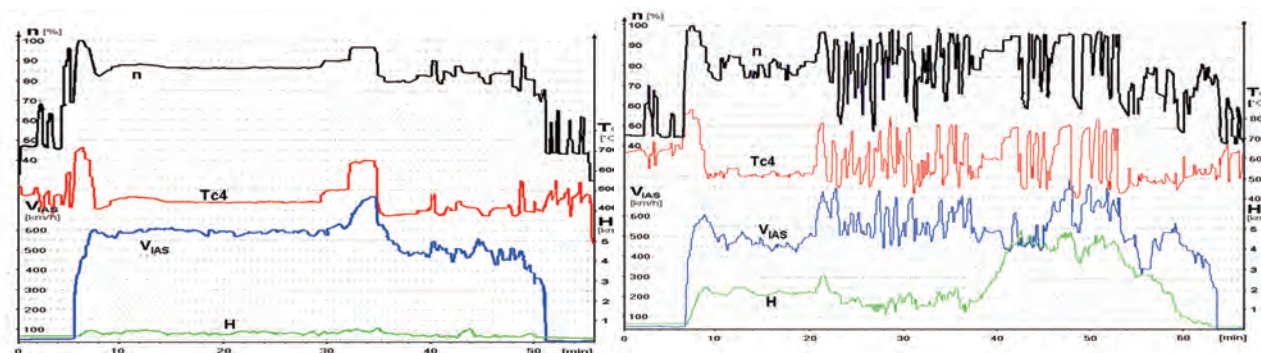
Ostatecznie wykształciły się następujące metody diagnozowania silników turbinowych:

- 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.

CZYNNIKI WPLYWAJĄCE NA TRWAŁOŚĆ LOTNICZYCH ZESPOŁÓW NAPĘDOWYCH

Na podstawie oceny silników kierowanych do remontu po okresie odpowiadającym resursowi można było stwierdzić, że zużycie elementów zależy nie tylko od liczby przepracowanych godzin, ale również od wielu, niekiedy trudnych do oceny czynników, takich jak rodzaj zadań lotnych wykonywanych przez załogę samolotu (profile lotów), rodzaj środowiska pracy (zapylenie, aerozol morski), stopień wyszkolenia i indywidualne cechy psychofizyczne pilota.

Wdrażanie do użytkowania automatycznych systemów diagnozowania lotniczych silników turbinowych dało możliwość odejścia od kosztownego sposobu eksploatacji według resursu godzinowego na korzyść znacznie oszczędniejszej eksploatacji z bieżącą oceną stanu technicznego. Był to skutek gwałtownie rozwijających się elektronicznych metod pomiarów i rejestracji parametrów pracy, miniaturyzacji czujników pomiarowych, a także obserwacji zależności stanu zespołów remontowanych silników od warunków, w jakich były użytkowane, od „profilu obciążeń”, a także od rodzaju misji lotnych wykonywanych przez statek powietrzny (samolot, śmigłowiec), którego napęd stanowiły. Jako przykład mogą służyć przedstawione na rys. 2 przebiegi zmian parametrów lotu i parametrów pracy silników samolotu I-22 Iryda wykonującego typowe misje lotne.



Rys. 2. Zapisy przebiegów parametrów silnikowych i lotnych samolotu szkolno-bojowego I-22 Iryda z silnikami K-15 zarejestrowanych podczas wykonywania dwóch misji bojowych realizowanych w ramach eksperymentalnych badań prototypów (rys. z lewej strony: lot na bombardowanie celu; rysunek z prawej strony: lot na przechwytywanie przeciwnika i walka powietrzna). Widoczne jest ogromne zróżnicowanie dynamiki zmian zakresów pracy silników

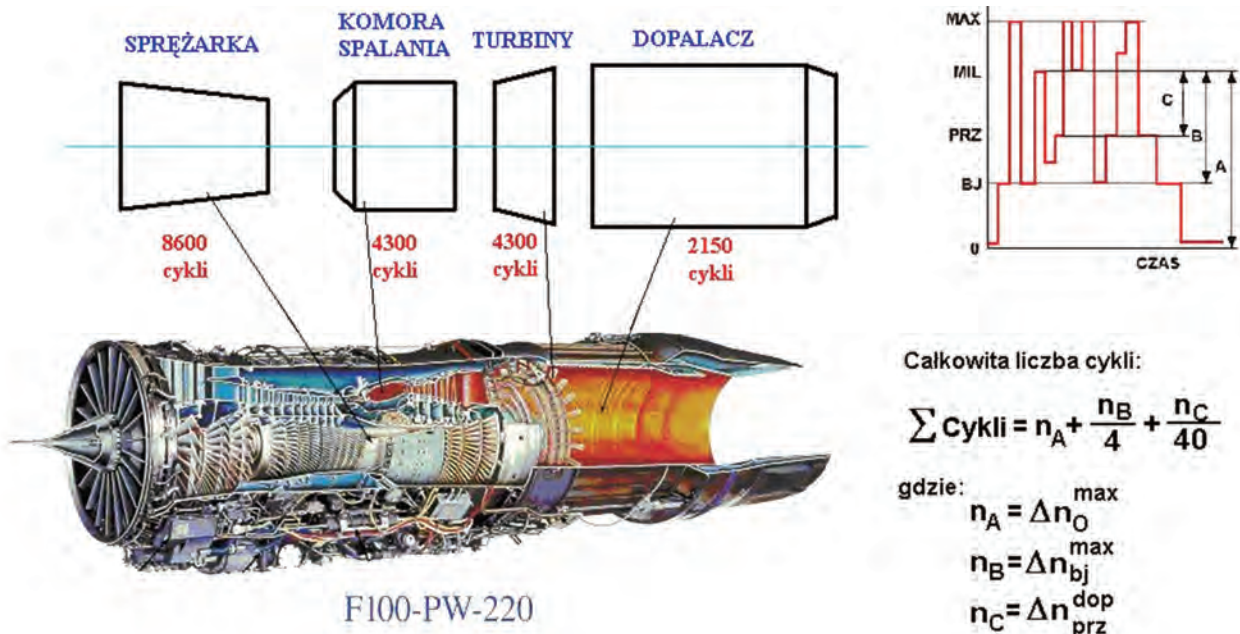
Rozwój systemów eksploatacji dotyczył następnie uściślenia wiarygodności ocen stanu diagnozowanych silników poprzez radykalne zwiększenie liczby obserwowanych parametrów i wybór tych, które stanowią efektywne nośniki informacji diagnostycznej. Zaczęto też stosować metody statystyki matematycznej do przetwarzania wyników pomiarów, co umożliwiło prognozowanie okresu dalszego, bezpiecznego użytkowania silników.

Dążąc do tego, aby silniki lotnicze osiągały odpowiednio duże moce i ciągi konstruktorzy dopuszczają lokalne przekraczanie granicy sprężystości materiału, zyskując przez to na masie konstrukcji, ale wiedząc przy tym, że trwałość tak zaprojektowanych elementów będzie ograniczona (np. masa każdego z silników śmigłowcowych serii T64 firmy General Electric o mocy rzędu 2500...3300 kW nie przekracza 330 kg, podczas gdy tłokowy silnik okrętowy MTU 20V4000C23L o podobnej mocy ma masę 10 700 kg). Do produkcji silników turbinowych stosuje się specjalne,

wysokowytrzymałe materiały (np. tytan, stopowe stale żarowytrzymałe). W projektowaniu wykorzystywane jest powszechnie oprogramowanie oparte na metodzie elementów skończonych, pozwalające na wielowariantową optymalizację rozwiązań i wskazanie tych miejsc konstrukcji, gdzie amplitudy zmian naprężeń w materiale będą największe.

Trwałość tych konstrukcji wyraża się poprzez liczbę zmian obciążeń, jaką ona może bezpiecznie przenieść (tzw. cykli). Prototypy silników poddawane są próbom dowodowym (w tym trwałościowym), umożliwiającym wykrycie najsłabszych węzłów konstrukcji, to jest najszybciej ulegających zużyciu zmęczeniowemu. Niektórzy wytwórcy silników – np. firma Pratt and Whitney – publikują zależności pozwalające obliczyć dopuszczalną liczbę przenoszonych cykli zmęczeniowych, w których uwzględnia się również „niepełne cykle”, tzn. zmiany parametrów pracy silnika w niewielkim zakresie (rys. 3).

Skutkiem spostrzeżenia, że poszczególne podzespoły silnika turbinowego zużywają się w różny sposób (gdyż są niejednakowo obciążone), są zmiany w filozofii konstruowania, tzn. wprowadzenie modułowej budowy silników. Zwykle jako moduły występują: zespół wentylatora, zespół sprężarki, zespół komory spalania, zespół turbin, zespół dyszy wylotowej (ewentualnie dopalacz).



Rys.3. Schemat wymiany modułów silnika odrzutowego w zależności od liczby przeniesionych cykli zmęczeniowych oraz algorytm ich wyznaczania (na podst. [10]): BJ – zakres biegu jałowego, PRZ – zakres przelotowy, MIL – zakres „militarny” (max ciąg bez dopalania), MAX – max ciąg z dopalaniem.

W efekcie silniki produkowane są jako zamienne moduły. Ich liczba jest odwrotnie proporcjonalna do trwałości, tj. należy wytwarzać najwięcej modułów, których żywotność jest najmniejsza (przenoszą najmniejszą liczbę cykli – w przykładzie na rys.3 chodzi o dopalacz). Modułowa konstrukcja umożliwia skrócenie czasu remontu silnika. W bazie remontowej wymieniany jest kompletny moduł – nie ma konieczności pracochłonnego demontażu silnika na elementy. „Zużyte” moduły mogą być regenerowane w zakładzie wyższego szczebla lub u wytwórcy.

4. WYBÓR ZESTAWU PARAMETRÓW ZAWIERAJĄCYCH INFORMACJĘ DIAGNOSTYCZNĄ

Z punktu widzenia specjalisty odpowiedzialnego za ocenę bieżącego stanu technicznego silnika (diagnozowanie) i wykrywanie przyczyn zaistniałych awarii (genezowanie) im więcej parametrów pracy podlega pomiarom i rejestracji, tym lepiej. Dlatego w kosztownych i bardzo skomplikowanych samolotach system ten jest bardzo rozbudowany, np. w samolocie B-1B rejestruje się aż ok. 10 tys. parametrów z 35 układów. W prostych i względnie tanich silnikach

poprzestaje się na minimum ograniczając się do sygnałów prędkości obrotowej i temperatury spalin – wielkości te są mierzone w każdym silniku turbinowym.

Jest oczywiste, że należy rejestrować te parametry, które zawierają najwięcej informacji przydatnych w procesie diagnozowania.

Sygnał prędkości obrotowej służy między innymi do oceny przebiegu rozruchu (w tym liczby rozruchów), akceleracji, deceleracji i wybiegu (czasu trwania tych procesów), działania regulatora i ogranicznika prędkości obrotowej, czasu trwania ewentualnych przekroczeń prędkości maksymalnej, obliczania liczby cykli zmęzeniowych, rozpoznawania zakresów pracy (startowy, przelotowy, itp.) oraz wyznaczania charakterystyk silnika.

Sygnał temperatury spalin za turbiną służy do oceny działania ogranicznika, czasu trwania przekroczeń dopuszczalnej wartości temperatury, do obliczania sprawności izentropowej turbiny, masowego natężenia i prędkości wypływu spalin, a obserwacja tendencji zmian na charakterystycznych zakresach pracy pozwala prognozować czas pracy pozostały do remontu silnika. Obserwacja pola temperatury za turbiną (lub komorą spalania) umożliwia diagnozowanie wtryskiwaczy paliwa.

Sygnał całkowitego ciśnienia powietrza za sprężarką może być wykorzystany do wykrywania objawów niestatecznej pracy sprężarki (pulsacje ciśnienia), pozwala ocenić sprawność sprężarki (zabrudzenie, erozja łopatek, powiększenie luzów wierzchołkowych).

Sygnał natężenia przepływu paliwa do komory spalania może być wykorzystany do oceny pracy układu sterowania silnikiem (jest to podstawowy sygnał sterujący dla każdego silnika turbinowego), do obliczania jednostkowego zużycia paliwa i obserwacji tendencji zmian tego parametru wynikających ze zmniejszającej się sprawności zespołów silnika.

Ponieważ rejestracja każdego, kolejnego parametru wiąże się z zainstalowaniem w silniku odpowiedniego czujnika, wykonaniem toru pomiarowego, zwiększeniem liczby wejść do rejestratora pokładowego i powiększeniem pamięci przechowującej dane pomiarowe, więc należy optymalizować zestaw wielkości mierzonych tak, by uwzględnić te, które zawierają najwięcej informacji diagnostycznej i wystarczą do stwierdzenia, czy silnik jest zdalny, czy też nie do dalszej eksploatacji. Można ten zestaw dobierać badając wrażliwość jakiegoś istotnego parametru, np. ciągu, na zmiany innych parametrów określających stan pracy silnika: prędkości obrotowej, ciśnienia powietrza za sprężarką, przepływu paliwa itp. Poniżej przedstawiono współczynniki wpływu na ciąg wyznaczone dla silnika K-15 pracującego w hamowni stacjonarnej (są to wartości pochodnej danego parametru względem ciągu).

Tabela 1.

Zakres pracy	W_n	$W_{m_{pal}}$	$W_{p_{wtr}}$	W_{T_4}	$W_{p_{c2}}$
Bieg jałowy	0,53	0,30	0,52	-0,07	0,33
Start	0,23	1,14	2,22	0,56	0,60

Z powyższej tabelki wynika, że zmiany ciągu tego silnika są silnie zależne od zmian natężenia przepływu paliwa do komory spalania \dot{m}_{pal} oraz spadku ciśnienia na wtryskiwaczach Δp_{wtr} . W dalszej kolejności od ciśnienia powietrza za sprężarką p_{c2} i temperatury spalin T_4 .

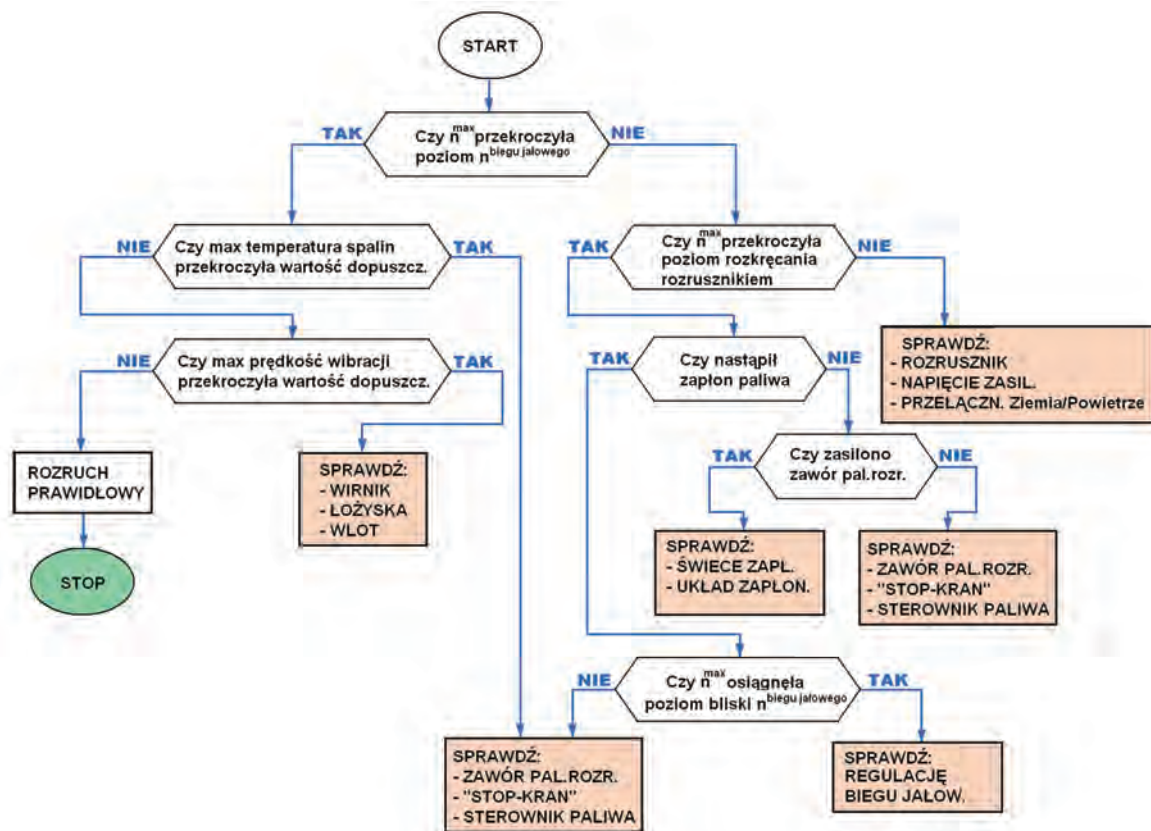
Innym sposobem „kompletowania” zestawu parametrów jest wykorzystanie tej części „Instrukcji eksploatacji silnika”, w której zawarto opis symptomów uszkodzeń i sposoby ich usuwania. Analizując ten opis można wskazać parametry pracy silnika, które zawierają informację umożliwiającą rozpoznanie poszczególnych uszkodzeń. Suma tak dobranych wielkości tworzy potrzebny zestaw parametrów do rejestracji.

PRZYKŁADY ALGORYTMÓW DIAGNOZOWANIA

Od początków zastosowania silników spalinowych prowadzono ocenę „jakości” ich pracy. Początkowo do tej oceny wystarczał zgrubny pomiar zużycia paliwa (ilość, jaką należało zatanko -

wać do zbiornika, po określonym czasie pracy), albo oszacowanie mocy (jakie przyspieszenia mógł osiągać napędzany pojazd). I chociaż początki wprowadzania diagnozowanie silników lotniczych polegały na zapisywaniu wartości parametrów pracy w zdefiniowanych stanach ustalonych, to wiadomo było, że najwięcej informacji można uzyskać analizując stany przejściowe (dynamikę): rozruch, akcelerację, decelerację i „wybieg” wirnika po wyłączeniu silnika.

Na rys. 4 przedstawiono schemat blokowy programu, który pozwala automatycznie diagnozować rozruch jednowirnikowego silnika odrzutowego poprzez analizę (komputerową) zapisu przebiegu. Wskazane ewentualne niesprawności są zwykle charakterystyczne dla określonego typu silnika. Częstość ich występowania może być wyznaczona w trakcie badań prototypów – niektóre, szczególnie „zawodne” elementy konstrukcji są wtedy zastępowane innymi rozwiązaniami (np. stalowe łopatki wirnika sprężarki tytanowymi, itp.). Przedstawiony algorytm oraz inne procedury dotyczące analizy przebiegu rozruchu w locie, akceleracji i deceleracji, „wybiegu wirnika” zastosowano w automatycznym systemie diagnozowania silników „DIA-K15” opracowanym w Instytucie Lotnictwa i ITWL w połowie lat 90-tych ub. w.

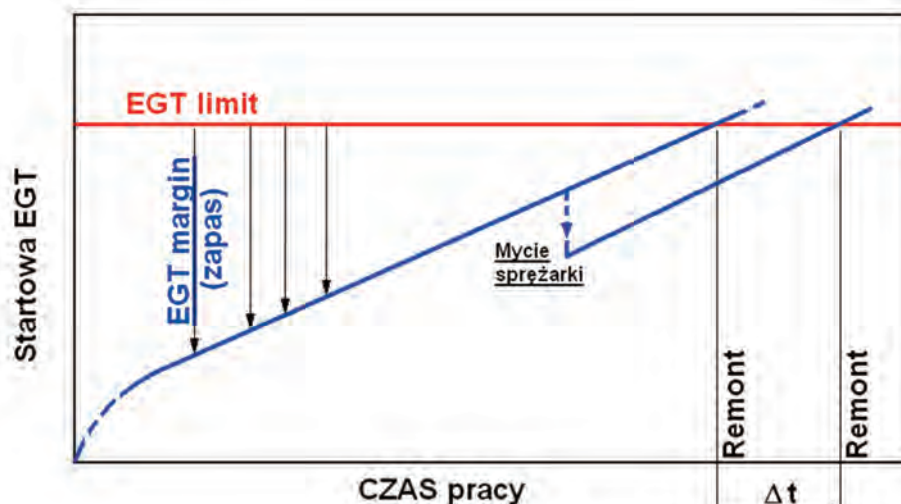


Rys.4. Schemat algorytmu diagnozowania stanu silnika odrzutowego w czasie rozruchu na ziemi

Oprócz skomplikowanych systemów diagnozowania silników turbinowych stosuje się praktyczną ocenę stopnia zużycia silnika polegającą na sprawdzaniu „zapasu temperatury spalin” (EGT margin), tzn. różnicy pomiędzy aktualną, średnią temperaturą spalin, mierzoną na zakresie startowym, a temperaturą dopuszczalną, określoną przez wytwórcę (rys. 5).

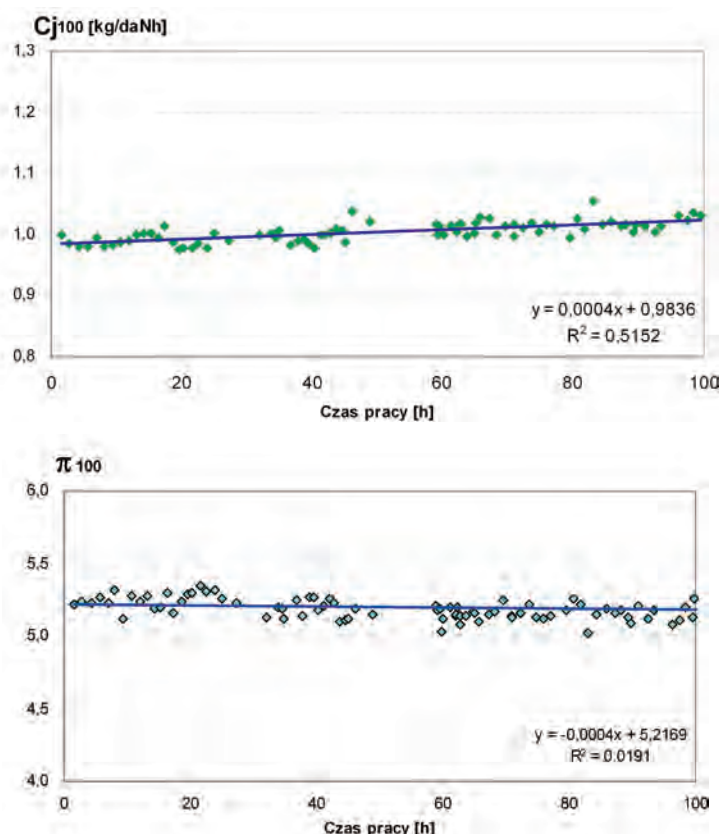
Średnia temperatura spalin wzrasta wraz z liczbą godzin przepracowanych przez silnik (np. dla silników „rodziny” CFM-56 obserwuje się przyrost EGT o 2...3 stopnie na każde 1000 godzin pracy) i jest to pośredni wskaźnik stanu jego podzespołów. Z powodu erozji i postępującego zniekształcania łopatek wirnikowych sprężarki i turbiny obniżają się ich sprawności. Aby podtrzymać ciąg silnika na poprzednim poziomie spadek ten musi być rekompensowany wzrostem zużycia paliwa, a ten wzrost odbija się wzrostem temperatury spalin (w tych samych warunkach pracy). Tendencję tę można do pewnego stopnia powstrzymać stosując mycie (pierwszych stopni) sprężarki. Zabieg taki poprawia jej sprawność i pociąga za sobą obniżenie

temperatury spalin o kilka do kilkunastu stopni. Dzięki temu można wydłużyć okres międzyremontowy silnika i zmniejszyć koszty jego eksploatacji.



Rys.5. Zmiana temperatury spalin (EGT) w trakcie eksploatacji silnika

Bazy danych pomiarowych uzyskane dzięki zastosowaniu rejestratorów eksploatacyjnych pozwalają obserwować indywidualne (dla każdego silnika osobno) tendencje zmian niektórych parametrów: temperatury spalin, jednostkowego zużycia paliwa, ciśnienia powietrza za sprężarką, poziomu drgań, itd.

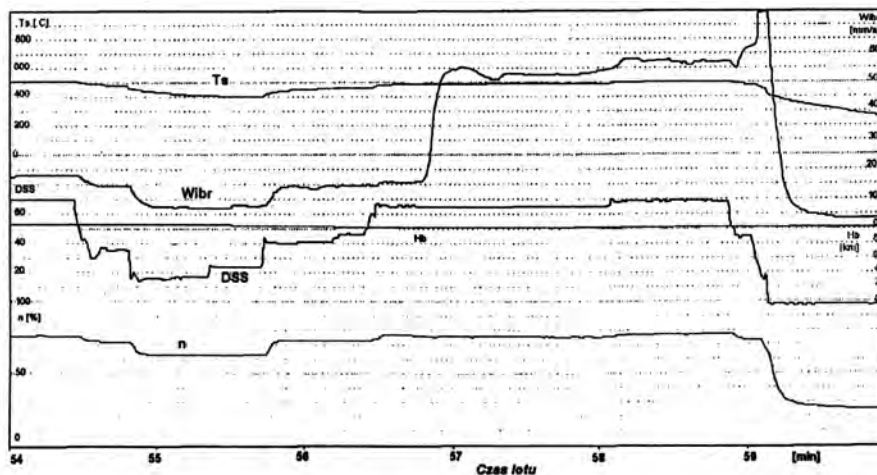


Rys.6. Wyniki obserwacji zmian jednostkowego zużycia paliwa C_j i sprężu π w trakcie 100 godzin eksploatacji silnika

Intensywność eksploatacji można również oceniać poprzez rozmaite wskaźniki, np. „skumulowaną” prędkość obrotową, temperaturę spalin, zużycie paliwa itp. Tę „kumulację” uzyskuje się całkując przebieg zmian danego parametru względem czasu.

PODSUMOWANIE

Systemy rejestracji i przetwarzania wybranych parametrów pracy silników umożliwiają nie tylko bieżącą ocenę ich stanu (diagnozowanie), ale również przewidywanie okresu dalszej niezawodnej pracy (prognozowanie) oraz analizę przyczyn, które doprowadziły do ewentualnych uszkodzeń (genezowanie). Oprócz poprawy wskaźników ekonomicznych eksploatacji poprawie podlega też bezpieczeństwo latania. Niektóre z parametrów – najistotniejsze dla bezpieczeństwa eksploatacji, np. prędkości obrotowe wirników, temperatura spalin, wibracje kadłuba są wizualizowane w kabinie załogi statku latającego. Efekty tego są trudne do oceny.



Rys. 7. Zarejestrowany w czasie lotu transatlantyckiego przypadek uszkodzenia silnika samolotu Ił-62M. Ts - temperatura spalin wylotowych, Wibr - prędkość drgań, n - prędkość obrotowa wirnika wysokiego ciśnienia, DSS - położenie dźwigni sterowania silnikiem

Jednym ze znanych przypadków jest awaria silnika samolotu Ił-62M linii PLL LOT nad Atlantykiem. W porę dostrzeżony sygnał podwyższonego poziomu prędkości drgań umożliwił wyłączenie go i dotarcie z pasażerami na lotnisko w Montrealu.

LITERATURA

- [1] **Balicki W., Szczeciński S.**, *Diagnostyka lotniczych silników turbinowych. Zastosowanie symulacyjnych modeli silników do optymalizacji zbioru parametrów diagnostycznych*. Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, 2001
- [2] **Dzierżanowski P., Kordziński W., Otyś J., Szczeciński S., Wiatrek R.**, *Turbinowe silniki śmigłowe i śmigłowcowe*, Wyd. Komunikacji i Łączności, Warszawa, 1985
- [3] **Głowacki P., Michalak B., Szczeciński S.**, *Mycie kanału przepływowego*, Wojskowy Przegląd Techniczny, zesz. 3, s. 157, 1990
- [4] **Hemingway B.E.**: *Surge and its implications in gas turbines. The Oil Engine and Gas Turbine*, October, England, 1961
- [5] **House E.M.**: *Experience with the TF40B engine in the LCAC fleet*. International Gas Turbine and Exposition Cologne, Germany, June 1-4, 1992
- [6] **Keba I.W.** *Diagnostika awiacyjnych gazoturbiniowych dvigateliej*, Wyd. „Transport”, Moskwa, 1980
- [7] **Korczewski Z.**: *Metoda diagnozowania części przepływowej okrętowego turbinowego silnika spalinowego w eksploatacji*. AMW, rozprawa doktorska, Gdynia, 1992
- [8] **Korczewski Z.**: *Identyfikacja procesów gazodynamicznych w zespole sprężarkowym okrętowego turbinowego silnika spalinowego dla potrzeb diagnostyki*, AMW, Gdynia, 1999
- [9] **Szczepanik R., Szczeciński S.**, *Badanie warunków zasysania zanieczyszczeń mechanicznych do wlotów turbinowych silników odrzutowych*, Techn. Lotn. i Astron. zesz. 3 s.34-3, 1978. *Opisy silników F100 – PW – 220/220E/229 Growth*, Materiały firmy Pratt and Whitney.

