

## PRZETWARZANIE INFORMACJI ZAPISANYCH W REJESTRATORZE EKSPLOATACYJNYM DLA CELÓW DIAGNOZOWANIA STANU LOTNICZEGO SILNIKA TURBINOWEGO

WŁODZIMIERZ BALICKI

*Institutu 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.

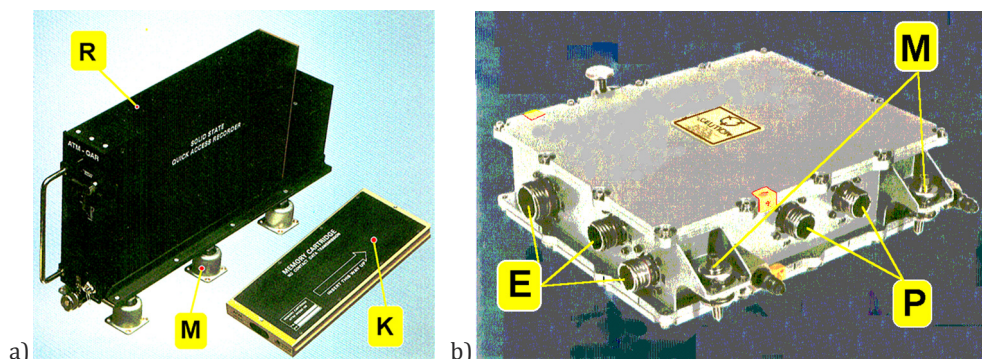
Coraz częściej spotyka się systemy umożliwiające teletransmisję danych z lecącego samolotu do baz naziemnych znajdujących się u użytkownika i u wytwórcy.

## 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 diagnozowania (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.

<b>Id</b>	<b>ACGroupId</b>	<b>RegType</b>	<b>Mnemo</b>	<b>Desc</b>	<b>Unit</b>
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.

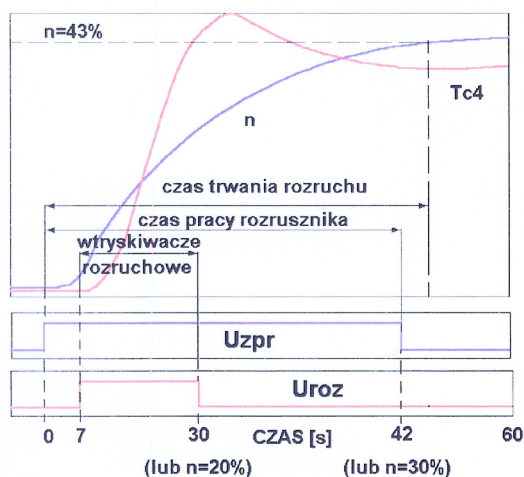
Pierwszym zadaniem jest więc opracowanie algorytmów pozwalających rozpoznawać poszczególne fazy pracy silnika na podstawie wartości zarejestrowanych parametrów. W tabl.1 zestawiono charakterystyczne elementy zapisu parametrów pracy silnika i lotu pozwalające zidentyfikować dynamiczne stany pracy silnika 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

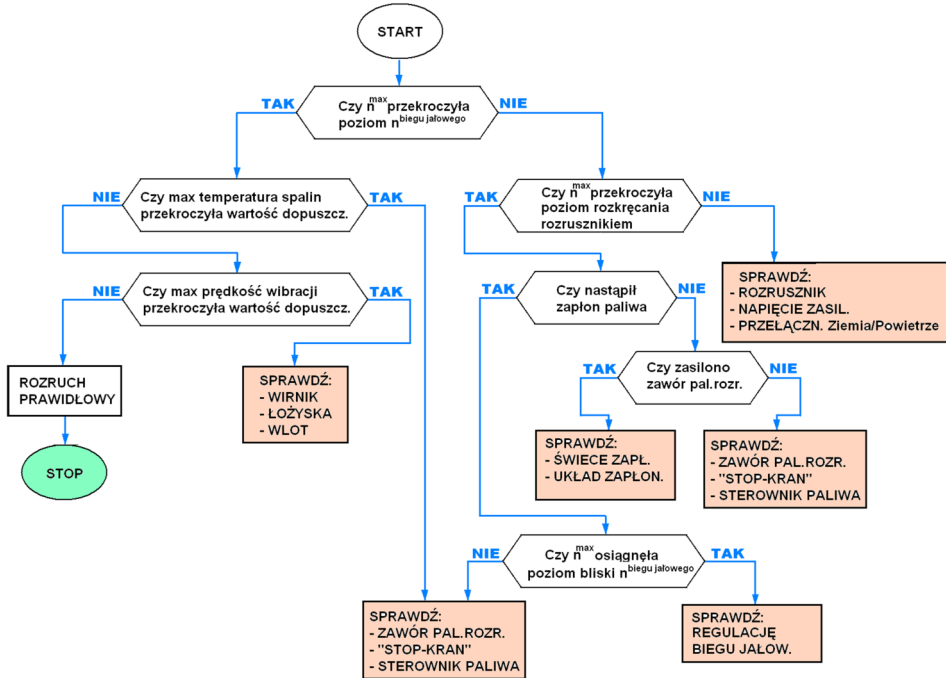
Faza pracy silnika	Parametry do identyfikacji fazy	Długość obserwowanego zapisu
Rozruch na ziemi	1. Pojawienie się napięcia zasilającego na rozruszniku elektrycznym 2. Wskazywana prędkość lotu mniejsza od (np.) 20 km/godz	80 sekund od chwili podania napięcia na rozrusznik
Rozruch w locie	1. Pojawienie się napięcia zasilającego na zaworze paliwa rozruchowego 2. Wskazywana prędkość lotu większa od (np.) 200 km/godz	180 sekund od chwili 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 chwili 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 chwili rozpoczęcia ruchu dźwigni sterowania
Wyłączenie	1. Zamknięcie zaworu odcinania paliwa („stop-kranu”)	150 sekund od chwili 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

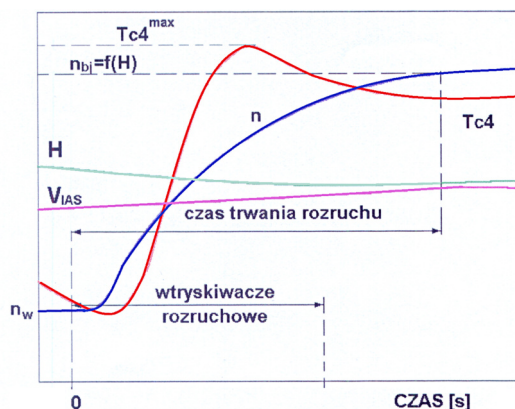
**Rozruch w locie** (rys. 5) różni się od rozruchu na ziemi tym, że:

- 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.

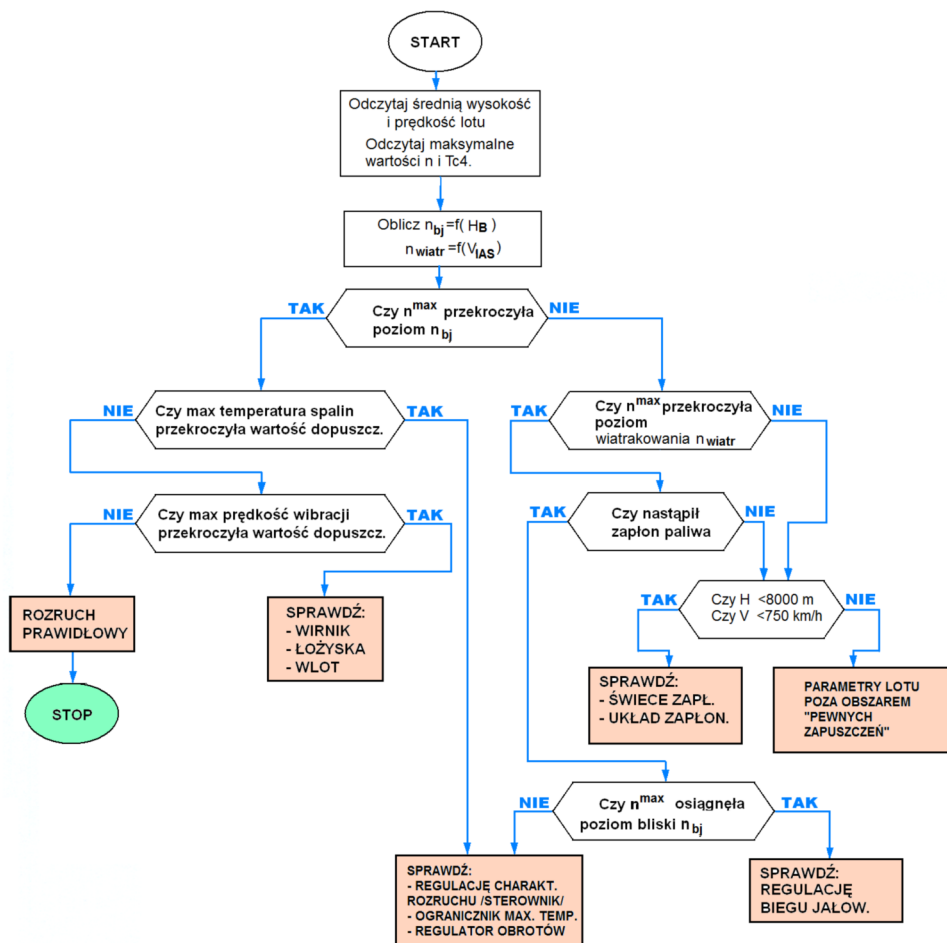
Algorytm analizy tej fazy pracy silnika przewiduje zatem (por. rys. 6):

- 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 ( $T_{c4}$ ), wysokości ( $H$ ) i prędkości lotu ( $V_{IAS}$ ) podczas rozruchu silnika w locie



Rys. 6. Schemat algorytmu analizy zapisu przebiegu parametrów pracy silnika podczas rozruchu w locie

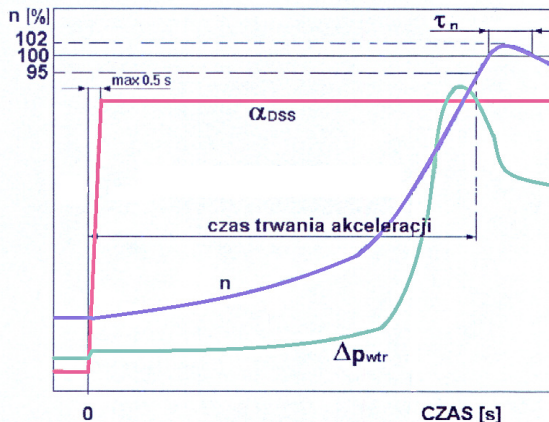
**Akceleracja** (rys. 7) występuje zawsze, gdy szybkiemu ruchowi dźwigni sterowania w kierunku zwiększenia ciągu (prędkości obrotowej) towarzyszy wzrost ciśnienia paliwa w kolektorze wtryskiwaczy głównych, wzrost temperatury spalin, a następnie wzrost prędkości obrotowej wirnika. Większość takich przebiegów, 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:

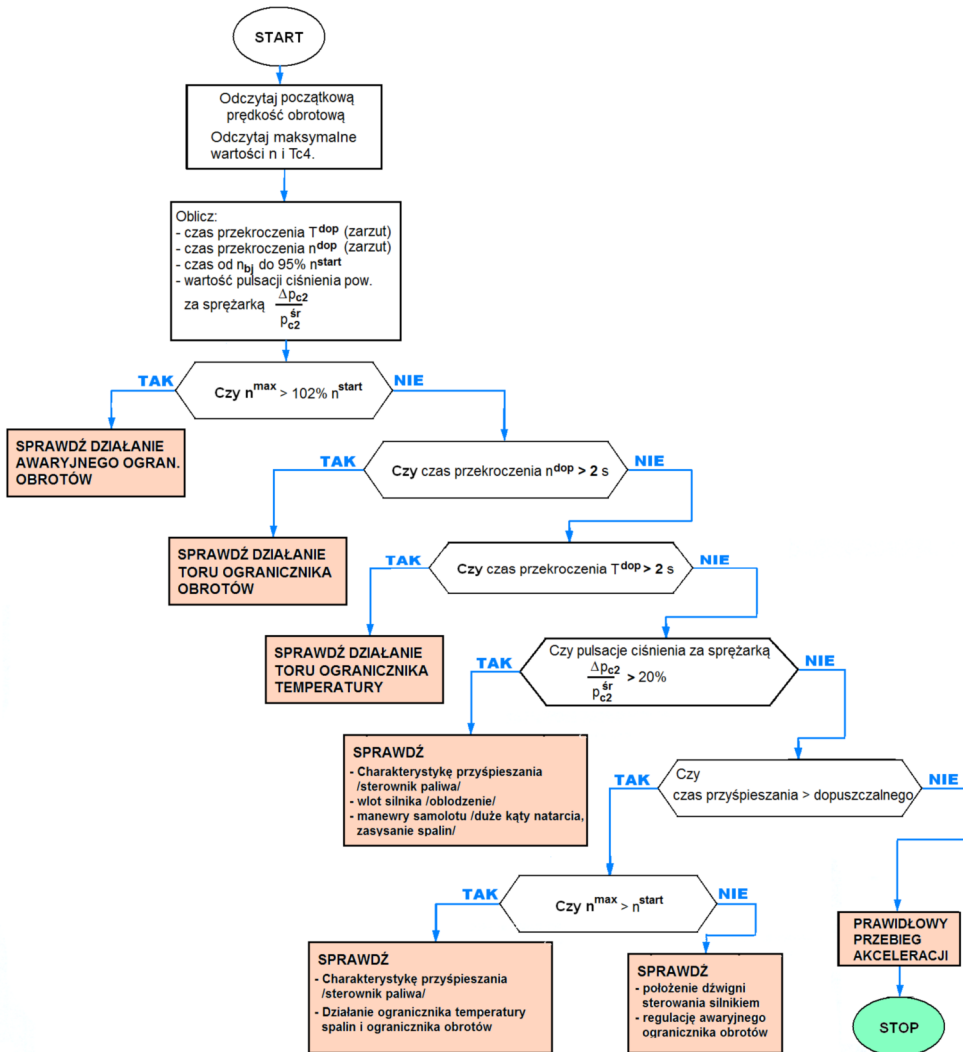
- odpowiednio krótki czas trwania procesu – zwykle poniżej 10 sekund na ziemi lub poniżej 4 sekund w trakcie lotu;
- brak objawów niestatecznej pracy sprężarki (np. w postaci pulsacji ciśnienia powietrza za sprężarką);
- utrzymanie temperatury spalin poniżej wartości dopuszczalnych.

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  $\tau_n$ ). 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 przyspieszenie wirnika, a to powodowałoby wydłużenie czasu dojścia do maksymalnego ciągu. Umownie czas akceleracji mierzy się od chwili 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 ( $\Delta p_{wtr}$ ) oraz położenia dźwigni sterowania silnikiem ( $\alpha_{DSS}$ ) podczas akceleracji



Rys. 8. Schemat algorytmu analizy zapisu przebiegu parametrów pracy silnika podczas akceleracji

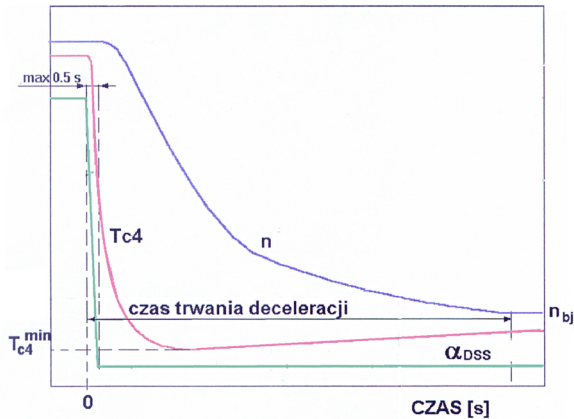
Postępując według procedury przedstawionej na rys. 8 należy kolejno wykonać następujące obliczenia:

- 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).

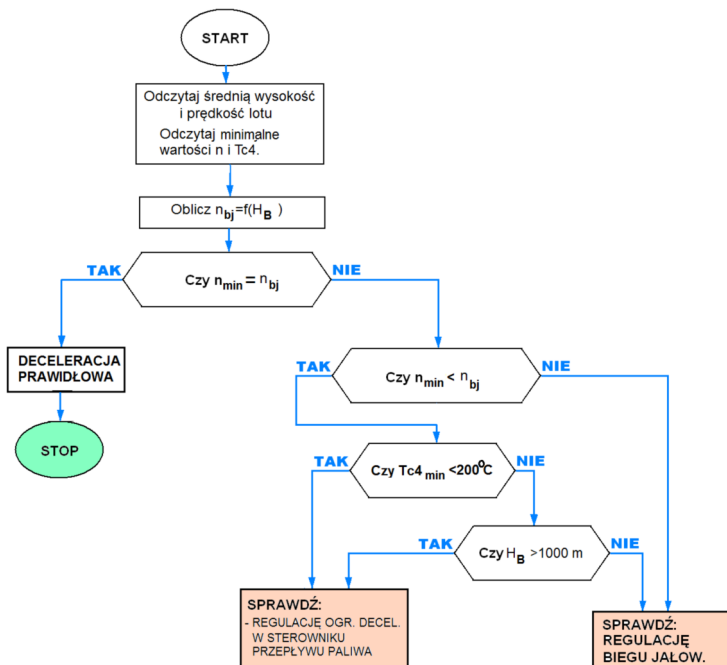
Porównuje się obliczone wartości z wartościami dopuszczalnymi i na tej podstawie formuluje się wnioski dotyczące prawidłowości przebiegu akceleracji lub wskazuje się przyczyny nieprawidłowości.



**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 ( $\alpha_{DSS}$ ) podczas deceleracji



Rys. 10. Schemat algorytmu analizy zapisu przebiegu parametrów pracy silnika podczas deceleracji

Analiza przebiegu deceleracji 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.