

THE METHOD OF PROTECTION OF TURBINE ENGINE "HOT PART" ASSEMBLIES FROM THERMAL DAMAGES USING NON-LINEAR OBSERVERS

Włodzimierz Balicki

Institute of Aeronautics
Al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa, Poland
tel.: +48 22 8460011, fax: +48 22 8464432
e-mail: balicki@ilot.edu.pl

Abstract

The considerable part of damages of turbine jet engines concerns their "hot part" assemblies (combustion chamber, turbine, jet nozzle). This is - among other things - the result of work in the temperature exceeding admissible level for materials, which they are made from. The limiting the temperature of combustion gases is not always sufficiently effective (especially in dynamic orders: starting or acceleration) with reason of inertia of in the use systems of temperature measurement. The limiting of temperature of combustion gases using the non-linear observers of work parameters turbine engine method has been worked up. The algorithm including the models of separate assemblies of engine enables to estimate transient values of temperature of combustion gases on the base of value of different parameters of work the engine, which measurement is almost "immediate". The functional model of control system has been developed and examined with co-operations of gas turbine engine during the tests on the stationary test bench. The test results were presented and conclusions the relating possibilities of use were formulated the propose of method of gas temperature-limited as element (path) in full - authority control systems (FADEC).

Keywords: transport, combustion engines, turbine air-engines, fuel control systems

METODA ZABEZPIECZENIA ZESPOŁÓW „GORĄCEJ CZĘŚCI” SILNIKA TURBINOWEGO PRZED USZKODZENIAMI TERMICZNYMI WYKORZYSTUJĄCA NIELINIOWE OBSERWATORY PARAMETRÓW PRACY

Streszczenie

Znaczna część uszkodzeń turbinowych silników lotniczych dotyczy zespołów ich „części gorącej” (komora spalania, turbina, dysza wylotowa). Jest to - między innymi - skutek pracy w temperaturze przekraczającej poziom dopuszczalny dla materiałów z których są wykonane. Ograniczanie temperatury spalin nie zawsze jest wystarczająco skuteczne (szczególnie w stanach dynamicznych: w czasie rozruchu, czy akceleracji) z powodu bezwładności stosowanych układów pomiaru temperatury. Opracowano metodę ograniczania temperatury spalin wykorzystującą nieliniowe obserwatory parametrów pracy silnika turbinowego. Algorytm zawierający modele poszczególnych zespołów silnika pozwala na estymację wartości chwilowych temperatury spalin na podstawie wartości innych parametrów pracy silnika, których pomiar jest omal „bezwłoczny”. Opracowano model funkcjonalny układu sterowania, który poddano próbom laboratoryjnym oraz badaniom we współpracy z silnikiem turbinowym w hamowni stacjonarnej. Przedstawiono wyniki prób i sformułowano wnioski dotyczące możliwości zastosowania proponowanego sposobu ograniczania temperatury spalin jako elementu (toru) w pełnozakresowych układach sterowania (FADEC).

Słowa kluczowe: transport, silniki spalinowe, turbinowe silniki lotnicze; zasilanie i sterowanie

1. Wprowadzenie

Stopień zużycia zespołów silnika zależy nie tylko od czasu pracy, ale również od wielu trudnych do oceny czynników takich, jak: warunki meteorologiczne panujące w trakcie wykonywania zadań przez samolot, rodzaj środowiska (np. zapylenie, obecność wody morskiej) oraz rodzaj zadań lotnych (profil lotu) wykonywanych przez samolot (np. przelot, walka powietrzna), a także stopień wyszkolenia i indywidualne cechy psychofizyczne pilota. W locie „na przechwycenie przeciwnika” trwającym nieco dłużej niż godzinę temperatura spalin zmienia się w całym prawie zakresie eksploatacyjnym kilkadziesiąt razy. Jest to obraz zupełnie inny od tego, jaki rejestruje się np. w trakcie „przelotu”, gdy przez znaczną część lotu parametry pracy silnika pozostają niezmiennie [2], [3]. Jednym z głównych problemów sterowania procesami przejściowymi lotniczych silników turbinowych jest skuteczne zabezpieczenie „elementów gorących” ich konstrukcji przed zmiennymi obciążeniami cieplnymi, wynikającymi z dużych amplitud temperatury spalin. Szczególnie niebezpieczne jest przekraczanie maksymalnej dopuszczalnej wartości temperatury spalin przed turbiną podczas rozruchu i szybkiej akceleracji, gdyż grozi zniszczeniem silnika.

Z analizy danych statystycznych (uzyskanych z komputerowych baz systemów informatycznych i protokołów Komisji Badania Wypadków Lotniczych MON) wynika, że w latach 1994-97 dla średniej liczby 588 turbinowych silników odrzutowych eksploatowanych przez LSZ RP stwierdzono 421 przypadków usterek, które wystąpiły podczas 36 280 godzin ich pracy (por.tab.1). Znaczny udział (31%) stanowią właśnie uszkodzenia zespołów „gorącej części” silników.

Tab. 1. Udział uszkodzeń poszczególnych zespołów silników turbinowych stwierdzonych w turbinowych silnikach odrzutowych eksploatowanych przez LSZ RP w okresie 1994-1997

Tab. 1. Damages founded in assemblies of jet turbine exploited by Air Force of RP in period 1994-1997

Zespół silnika	Liczba uszkodzeń w silnikach typu:							Ogół	Udział [%]
	R-11	R-13	R-25	R-27	R-29	AI-21F3	SO-3		
Zasadniczy układ paliwowy	33	6	51	1	15	36	20	162	38
Komora spalania, turbiny i dysza wylot	28	12	24	2	50	8	7	131	31
Zespół sprężarki	3	2	9	-	12	14	14	54	13
Układ rozruchu	6	3	3	1	2	6	7	28	7
Układ olejenia	3	3	3	-	1	5	1	16	4
Napęd agregatów i pozostałe układy	3	1	1	2	13	10	-	30	7

Przeciwdziałanie termicznym uszkodzeniom elementów „gorącej części” silników turbinowych polega m.in. na następujących działaniach:

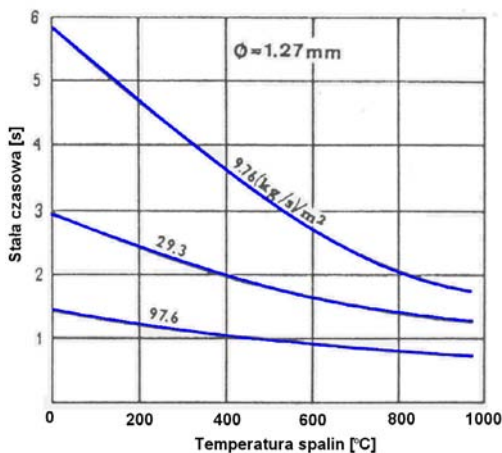
- ograniczanie temperatury spalin poprzez ograniczanie wzbogacenia mieszanki w komorze spalania szczególnie w stanach przejściowych (rozruch i akceleracja);
- separowanie ścianek rury ogniowej od płomienia przez odpowiednie rozprowadzenie „powietrza wtórnego” (tzn. takie rozmieszczenie otworów w rurze ogniowej, żeby w każdych warunkach pracy komory istniała warstwa powietrza oddzielająca płomień od ścianek rury ogniowej);
- chłodzenie łopatek turbin;
- ujednorodnianie pola temperatury spalin za komorą spalania (przed kierownicami turbin);
- pokrywanie elementów komór spalania i łopatek turbin emaliami zmniejszającymi szybkość przepływu ciepła i przez to „gradienty temperatury” w stanach przejściowych pracy silnika;

- unikanie (zmniejszanie) liczby gwałtownych zmian temperatury spalin przez odpowiednie sterowanie silnikiem (unikanie gwałtownych ruchów dźwigni sterowania, wyeliminowanie „prób przedstartowych” silnika zastępowanych analizą parametrów pracy przez system monitorująco-diagnostyczny).

Oczywiście w dążeniach do wydłużenia trwałości zespołów komór spalania i turbin istnieje możliwość wdrażania nowych materiałów żarowytrzymałych, jednakże w dotychczas stosowanych parametry wytrzymałościowe gwałtownie spadają po przekroczeniu temperatury 1500...1550 K, podczas, gdy temperatura spalania ropy lotniczej może sięgać 2300...2500 K, (jeśli mieszanka ma skład zbliżony do stechiometrycznego).

Osobne zagadnienie stanowi „jakość” sygnału pomiarowego, na podstawie, którego realizowane jest ograniczanie temperatury spalin. Jest to parametr bardzo trudny do mierzenia z tego powodu, że jego wartość przekracza zwykle 1100 K, a we współczesnych silnikach nawet 1800 K. Do pomiaru temperatury spalin stosuje się powszechnie termopary. Przy tak wysokiej temperaturze agresywnego chemicznie ośrodka trwałość spoiny termopary jest bardzo niska i dlatego w praktyce eksploatacyjnej nie ma możliwości ciągłego pomiaru temperatury spalin przed turbiną przy użyciu termopar. Powszechnie poprzestaje się na pomiarze temperatury spalin za turbiną, gdyż jest ona tam niższa o 200 - 300 K. Mankamentem bezpośredniego pomiaru temperatury spalin w silniku turbinowym są znaczne i bardzo trudne do skompensowania dynamiczne błędy wskazań wartości mierzonej w stanach nieustalonych wynikające z inercyjności czujnika (por. rys. 1).

Nieuwzględnienie tego zjawiska zniekształca poznanie przebiegu rzeczywistych wymuszeń cieplnych, jakim poddawane są elementy silnika w stanach nieustalonych (rozruch, akceleracja i deceleracja) - gdy szybkości zmian temperatury są zwykle największe, dlatego że tor pomiarowy zawierający elementy inercyjne wygładza gwałtowne skoki mierzonego parametru.



Rys. 1. Zmiana stałej czasowej termopary nieosłoniętej o średnicy spoiny 1,27 mm w zależności od strumienia masy i temperatury spalin opływających spoinę (wg [15])

Fig. 1. Change of time-constant unshielded thermocouple (diameter 1,27 mm) in dependence from the flow of mass and temperature of gases swimming round the joint

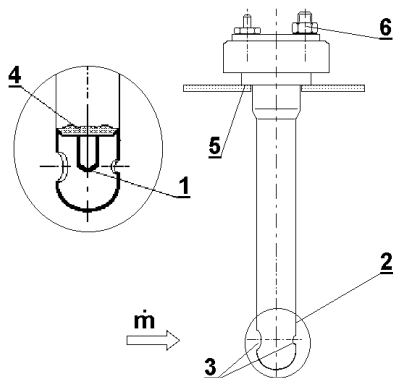
Z doświadczenia uzyskanego w trakcie realizacji projektów konstrukcji i rozwoju silników turbinowych wynika, że:

1) Wyposażenie termopary w metalową obudowę (osłonę – p. rys. 2) chroniącą ją przed uszkodzeniami mechanicznymi, a jednocześnie „spiętrzającą” strumień spalin w celu umożliwienia pomiaru temperatury całkowitej znacznie zwiększa inercję tak zbudowanego czujnika temperatury;

W efekcie stałe czasowe termopar osłoniętych wyznaczane na podstawie zapisów uzyskanych w trakcie prób silników w locie są znacznie większe niżby to wynikało z danych literaturowych

i osiągają wartości kilkunastu sekund np. w warunkach rozruchu silnika na wysokości 7 000 m. Wydaje się, że dla trwałości zespołów silnika istotnym jest określenie dynamiki zmian temperatury spalin. Można to osiągnąć stosując termopary o odsłoniętej spoinie i krótkich stałych czasowych.

2) Wykorzystywanie sygnału temperatury spalin mierzonej termoparami, do sterowania rozruchem silnika (prowadzenie rozruchu po „granicy dopuszczalnej temperatury spalin”) jest praktycznie nieprzydatne. Podczas badań w Instytucie Lotnictwa prototypów silników K-15 (połowa lat 80-tych) układ automatycznej regulacji działający w ten sposób (ze sprzężeniem zwrotnym od sygnału T4) wprowadzał silnik – wskutek znacznych opóźnień wskazań temperatury – w niegasnące oscylacje i powodował „zawiśnięcie obrotów” na zakresie ok. 25% (w „połowie rozruchu”).



Rys. 2. Termopara typu TML-1,2 używana do pomiaru temperatury spalin za turbiną silników:
 1 - spoina (chromel-alumel); 2 - osłona blaszana;
 3 - otwory przelotowe, przez które przepływają spaliny (średnica $d=3$ mm); 4 - izolator ceramiczny;
 5 - płaszczyna oporowa (mocowania termopary);
 6 - końcówki odprowadzające sygnał napięciowy;
 m - kierunek napływu strumienia spalin

Fig. 2. The TML -1,2 type thermocouple used to gases temperature measurement over the turbine:
 1 - junction of a thermocouple; 2- tin casing;
 3- port hole (diameter 3mm); 4- ceramic insulator; 5- shoulder plane; 6- terminal voltage;
 m - direction of inflow of gases stream

3) Maksymalny zakres pracy silnika odrzutowego podczas szybkiego „wchodzenia na pułap” jest zwykle limitowany dopuszczalną prędkością obrotową wirnika, a później - powyżej wysokości lotu 6000...7000 m - dopuszczalną temperaturą spalin. Rosnące opóźnienie wskazań temperatury spalin (wskutek zmniejszania masowego natężenia przepływu spalin przez turbinę – ze wzrostem wysokości lotu maleje gęstość powietrza) może być powodem nieodpowiedniego działania automatycznego ogranicznika temperatury przejawiającego się skłonnością do opóźnionej reakcji na przekroczenia wartości dopuszczalnej (tzw. „zarzut” temperatury).

Obserwacje te były bezpośrednią przyczyną podjęcia tematyki mającej na celu opracowanie ogranicznika temperatury spalin pozbawionego przedstawionych powyżej mankamentów.

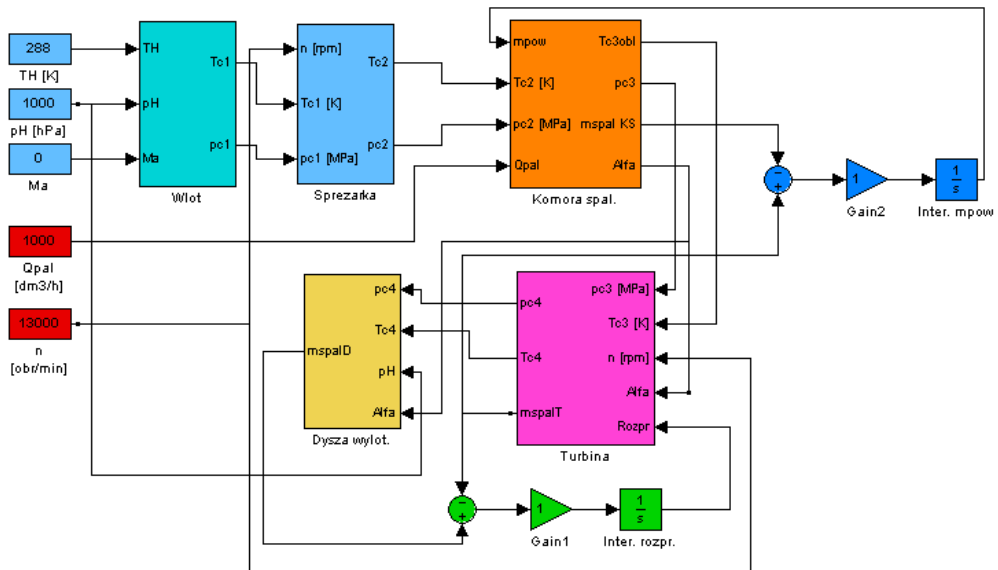
2. Ogranicznik temperatury spalin zawierający obserwator parametrów pracy silnika turbinowego.

Trudności związane z bezpośrednim pomiarem temperatury mogą być pokonane w wyniku zastosowania metody pomiaru pośredniego, z wykorzystaniem algorytmu obliczeniowego - obserwatora. Rzecz sprowadza się do bezpośredniego mierzenia chwilowych wartości tzw. łatwo mierzalnych parametrów pracy silnika, a następnie obliczania na ich podstawie chwilowych wartości temperatury spalin przed turbiną z zależności tworzących model symulacyjny silnika.

Stosowane powszechnie we współczesnych silnikach turbinowych pełnozakresowe mikroprocesorowe układy sterowania (FADEC) dają – niedostępne do niedawna – możliwości

realizacji algorytmów sterowania wymagających coraz większej mocy obliczeniowej. Należy podkreślić, że zastosowanie projektowanego algorytmu nie wymaga żadnej rozbudowy systemu pomiarowego, w który wyposażony jest każdy współczesny silnik turbinowy sterowany układem elektronicznym. Potrzebne sygnały pomiarowe pochodzą z czujników tego układu sterowania.

Na podstawie pomiaru tzw. łatwo mierzalnych parametrów pracy silnika: prędkości obrotowej wirnika i natężenia przepływu paliwa do komory spalania oraz warunków otoczenia (temperatury i ciśnienia powietrza oraz ew. prędkości lotu) obliczana jest temperatura spalin przed turbiną. Obliczenia opierają się na zależnościach opisujących obieg cieplny jednorzpeływowego silnika turbinowego. W pracy wykorzystano elementy modelu symulacyjnego silnika K-15 opracowanego wcześniej [2]. Do realizacji obliczeń wykorzystano oprogramowanie działające w środowisku MATLAB-Simulink. Schemat „obserwatora nieliniowego” przedstawiono na rys. 3.



Rys. 3. Schemat zastosowanego "nieliniowego obserwatora" turbinowego silnika odrzutowego
 Fig. 3. Schematic diagram applied "non-linear observer" jet turbine engine

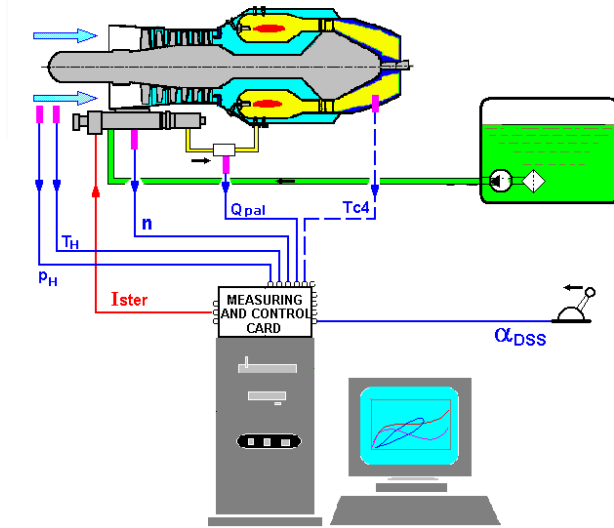
Algorytm ten wchodzi w skład oprogramowania mikroprocesorowego układu sterowania silnikiem. Na podstawie obliczonej temperatury spalin układ generuje elektryczny sygnał sterujący (Ister), który powoduje odmierzenie odpowiedniego natężenia przepływu paliwa (Qpal) podawanego do komory spalania silnika przez hydromechaniczny zespół wykonawczy (por. rys. 4).

Oprócz tego w układzie sterowania występują także inne tory sterowania, niezbędne do utrzymywania parametrów pracy silnika w zakresach dopuszczalnych, np. regulator prędkości obrotowej wirnika, regulator składu mieszanki w komorze spalania, ograniczniki: maksymalnej prędkości obrotowej wirnika, maksymalnego przepływu paliwa do komory spalania, tor sterowania zaworami upustu powietrza ze sprężarki itd.

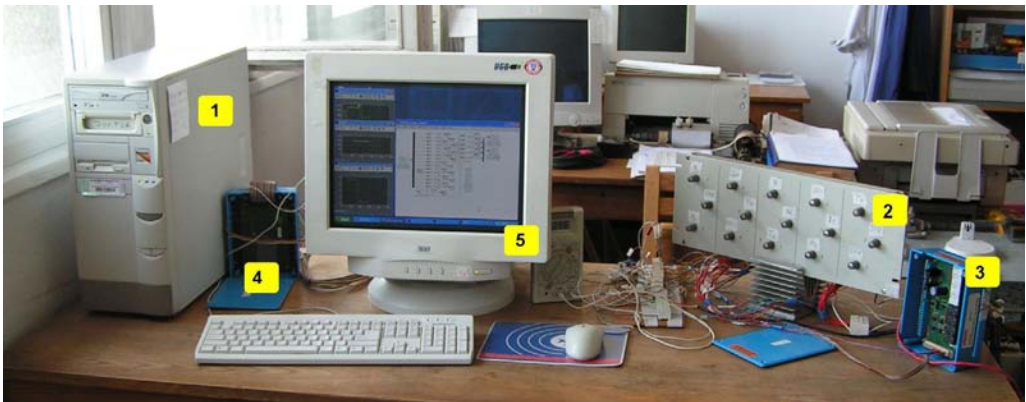
3. Badania układu automatycznego sterowania silnika turbinowego

W celu weryfikacji działania opracowanych torów układu sterowania przeprowadzono laboratoryjne badania testujące poszczególne moduły oprogramowania (por.rys.5). Konieczne do

działania układu sygnały z systemu pomiarowego symulowano przy użyciu odpowiednich zadajników. Działanie ogranicznika temperatury spalin sprawdzono wykonując próby dynamiki silnika, tzn. akceleracje od zakresu biegu jałowego na ziemi i od zakresu biegu jałowego w locie do pełnego ciągu. Zmianę temperatury czynnika w badanym silniku w trakcie jednej z takich prób przedstawiono na rys. 6.

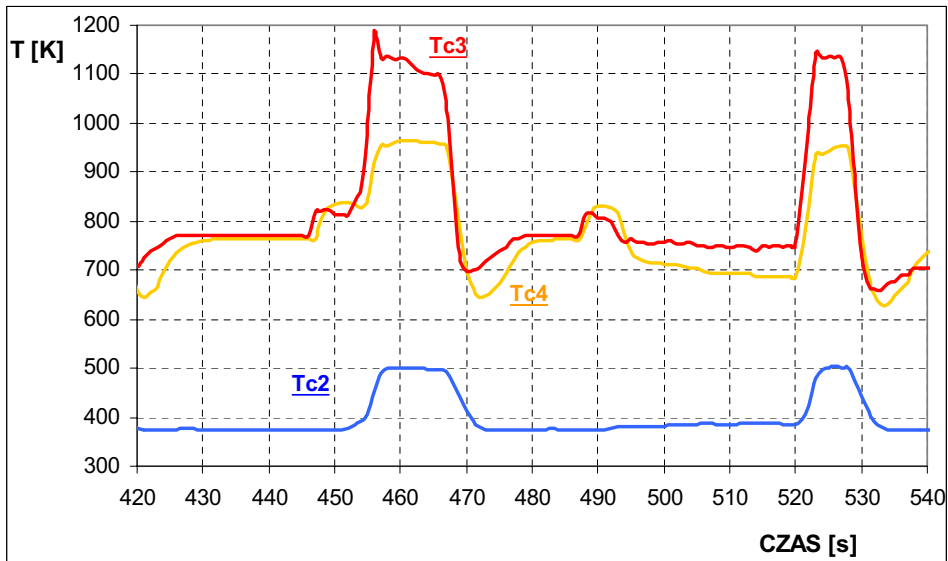


Rys. 4. Schemat przepływu sygnałów w układzie sterowania silnikiem turbinowym badanym w hamowni stacjonarnej
Fig. 4. Schematic diagram of flow of signals in turbine engine control system research in stationary test bench



Rys.5. Stanowisko laboratoryjne do testowania poszczególnych torów układu sterowania: 1 – komputer sterujący Pentium 600 MHz z kartą Keithley DAS-1601; 2 – zadajniki sygnałów pomiarowych (symulacja poszczególnych wielkości wejściowych); 3 – zespół przekaźników dwustanowych; 4 – skrzynka połączeniowa; 5 – monitor z wizualizacją wybranych przebiegów

Fig.5. Laboratory stand to testing of separate tracks of control system: 1 - master computer Pentium 600 MHz including Keithley DAS-1601 card; 2 - the measuring signals producer; 3 - unit of two-stage transmitters; 4 - link-box; 5 - monitor used to select processes visualization



Rys. 6. Zmiana temperatury czynnika (powietrza i spalin) w czasie próby dynamiki silnika: Tc2 – temperatura powietrza za sprężarką; Tc3 – temperatura spalin za komorą spalania (obliczana przy użyciu obserwatora); Tc4 – temperatura spalin za turbiną mierzona klasycznym układem termopar

Fig.6. Change of medium temperature (air and gases) in time of engine dynamics test: Tc2 – over compressor air temperature; Tc3 – over combustion chamber gases temperature (estimated by observer using) Tc4 – over turbine gases temperature measured by use classic system of thermocouples

4. Podsumowanie

- Konieczność ograniczania temperatury spalin wynika z doświadczeń użytkowników turbinowych silników lotniczych; przekroczenia temperatury dopuszczalnej są przyczyną ok. 1/3 awarii zespołów napędowych. Potwierdzają to badania prowadzone w Instytucie Lotnictwa na prototypie silnika K-16 [17]. Podwyższenie startowego ciągu silnika K-15 o 100 daN poprzez zwiększenie średniej temperatury spalin za turbiną o 40 K i występująca przy tym zmiana profilu temperatury na łopatkach wirnikowych turbiny (przesunięcie maksimum bliżej zamka łopatki) spowodowało ok. 70-krotne obniżenie trwałości łopatki wynikające z gwałtownego pogarszania się własności stosowanych stopów żarowytrzymałych po przekroczeniu dopuszczalnej temperatury pracy.
- Zasadniczo należy ograniczać temperaturę krytycznie obciążonych elementów konstrukcyjnych silnika, a nie temperaturę spalin. Pociągałoby to jednak konieczność bezpośredniego pomiaru bardzo wysokiej temperatury części metalowych. Pomysł zastosowania w takim przypadku nieliniowego obserwatora wykorzystującego modele „MES-owskie” wydaje się jeszcze zbyt skomplikowany i trudny do realizacji.
- Technika mikroprocesorowa powszechnie stosowana w układach sterowania (typu FADEC) i diagnozowania silników turbinowych otwiera możliwości zastosowania nieliniowych obserwatorów parametrów pracy
- Dokładność estymacji temperatury przy zastosowaniu opisanego obserwatora zależy od dokładności opisu procesów zachodzących w zespołach silnika, a głównie od zgodności

z rzeczywistością charakterystyk sprężarki, turbiny i komory spalania (współczynników strat decydujących o sprawności procesów)

- Przyspieszenie działania algorytmu można osiągnąć wyznaczając pewnego rodzaju „mapę silnika” tzn. temperaturę spalin jako stabilizowaną funkcję wielu zmiennych (podobną do „mapy kątów wyprzedzenia zapłonu” samochodowego silnika tłokowego o ZI znajdującą się w pamięci komputera sterującego). Unika się wtedy obliczeń w pętlach iteracyjnych, a zamiast tego potrzebne dane „odczytywane są z pamięci komputera”. Dodatkową korzyścią jest również uniknięcie ewentualnych niestabilności (oscylacji) sygnału sterującego. Wskutek zużycia eksploatacyjnego dane zawarte w „mapie” mogą się dezaktualizować. Obserwacja tendencji zmian tych danych (mapy) może być pomocna w diagnozowaniu stanu zespołów silnika.
- Z tych względów optymalnym wydaje się być system sterowania „scalony” z systemem monitorująco-diagnostycznym. Dla zmniejszenia błędów estymacji obserwowanego parametru - jeżeli rozrzuty produkcyjno-montażowe są znaczne - „mapy” powinny być indywidualne dla każdego egzemplarza silnika.
- Proponowany tor ograniczania temperatury włączony do układu sterowania silnika powinien być wykonywany zgodnie z wymaganiami dotyczącymi niezawodności układów sterowania (dublowanie, przełączanie w przypadku degradacji systemu itp.)
- Istotną jest również procedura określania wartości dopuszczalnej temperatury spalin (przez konstruktora silnika). Dotychczas jest ona określana poprzez wzorowanie się na innych konstrukcjach, uwzględniając dane wytrzymałościowe użytych materiałów. Pomocnym było rozwiązanie następujących zagadnień:
 - określenia szybkości zmian temperatury spalin za komorą spalania po skokowym wzroście natężenia przepływu paliwa – w zależności od zakresu pracy silnika (prędkość obrotowa) i warunków otoczenia (zależnych od prędkości i wysokości lotu);
 - jakie są w tych przypadkach wskazania „klasycznych” układów pomiaru temperatury;
 - jaki jest wpływ na przejmowanie ciepła pokrycia łopatek turbin emaliami, chłodzenia powietrzem (chodzi tu o szybkość „wnikania” ciepła w głąb materiału);Rozwiązanie tych zagadnień pozwoli określić optymalne wymagania dotyczące jakości pracy ogranicznika temperatury w procesach przejściowych: wartość dopuszczalnego „zarzutu” (przekroczenia jej wartości dopuszczalnej) i maksymalny czas trwania takiego przekroczenia;
- Ograniczanie temperatury spalin proponowaną metodą może spowodować pogorszenie niektórych osiągnięć silnika (np. może wydłużyć czas akceleracji z zakresu biegu jałowego na ziemi), ale jest to „cena” za zwiększenie trwałości elementów silnika i uniknięcie awarii dzięki zapobiegnięciu niekontrolowanym przekroczeniom temperatury. Wspomniane wydłużenie czasu akceleracji jest niewielkie w eksploatacyjnym zakresie pracy silnika.

Literatura

- [1] Balicki, W., Opara, T., *Przyczyny nierównomiernego rozkładu temperatury spalin za turbiną silnika odrzutowego*, Zbiór prac XII Krajowej Konferencji Mechaniki Płynów, Rzeszów 1996.
- [2] Balicki, W., Szczeciński, S., *Diagnostyka lotniczych silników turbinowych*, Wyd. Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa 2001.
- [3] Balicki, W., Szczeciński, S., *Temperatura spalin jako parametr diagnostyczny silników turbinowych*. III Krajowa Konferencja "Diagnostyka techniczna urządzeń i systemów" Szczyrk, Wyd. ITWL nr 328/95 październik 1995.

- [4] Bideau, R. J., *The development of a computer code for the estimation of combustor exhaust temperature using simple gas analysis measurement*. Trans. of the ASME, Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol.121, No.1, 1999.
- [5] Bussworth, D. R., Jones, T. V., Chana, K. S., *Unsteady total temperature measurements downstream of a high-pressure turbine*. Trans. of the ASME, Journal of Turbomachinery, Vol.120, No.4, 1998.
- [6] Dzierżanowski, P. i in., *Turbinowe silniki odrzutowe*. Wyd. Komunikacji i Łączn. Warszawa 1983.
- [7] Lafranchi, C., de Lucia, M., *An infrared pyrometry system for monitoring gas turbine blades: Development of a computer model and experimental results*. Trans. of the ASME, Journal of Engineering for Gas Turbine and Power. Vol. 116, No. 1, January 1994.
- [8] Lindstedt, P., *Metody identyfikacji układów automatycznej regulacji w procesie diagnozowania turbinowych silników odrzutowych*. Zagadnienia Eksploatacji Maszyn zesz.2 vol.29, 1994.
- [9] Litvinov, Ju. A., Borovik, W. O., *Charakteristiki i eksploatacionnyje svojstva aviacionnych turborieaktivnych dvigatielej* Wyd. "Maszynostrojenije ". Moskwa 1979.
- [10] Nigmatulin, R. Z. Ivanov, M. Ja., *The mathematical models of flow passage for gas turbine engines and their components*, AGARD Lecture Series TCP 02/LS198 – *Mathematical models of gas turbine engines and their components*. Dec. 1994.
- [11] Orkisz, M., *Simulation analysis of the influence of variation in some selected design and control parameters on the acceleration time of a turbojet engine*. Engine Trans. nr 39, 3-4.
- [12] Pawlak, W. I., *Influence of an inequality of gas thermal field at the jet engine inlet on to the speed of transient processes – the result of experiments with simulation model*. Journal of KONES. Internal Combustion Engines. Vol. 7, No 1-2, 2000.
- [13] Pismenny, J., Levy, Y., *Local Temperature Regulator In Gas Turbine Engines*. International Journal of Turbo & Jet – Engines. Vol. 10, Nos 1-2, pp.79-92 2002.
- [14] Saravanamuttoo, H. I. H., *Recommended practices for measurement of gas path pressures and temperatures for performance assess of aircraft turbine engines and components*. AGARD Advisory Nr 245 Report of the Propulsion and Energetics Panel Working Group 19. June 1990.
- [15] Sobey, A. J., Suggs, A. M., *Control of aircraft and missile powerplants*. Wyd John Wiley&Sons New York, London 1963.
- [16] Swaminathan, V. P., Allen, J. M., Touchton, G. L., *Temperature estimation and life prediction of turbine blades using post-service oxidation measurement*. Trans. of the ASME, Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol.119, No.4, 1997.
- [17] Wojtyra, K., *Pomiary temperatury na lopatkach i tarczy turbiny silników K-15 i K-16*. Prace Instytutu Lotnictwa, nr 159/1999.

