



Turbinowe silniki odrzutowe jedno- i dwuprzepływowe w samolotach bojowych

ADAM KOZAKIEWICZ

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki, Instytut Techniki Lotniczej,
00-908 Warszawa, ul. S. Kaliskiego 2

Streszczenie. Artykuł przedstawia analizę parametrów jednostkowych turbinowych silników odrzutowych pod względem procesu realizowanego w tych silnikach. Zaprezentowano tendencje zmian ciągu jednostkowego i jednostkowego zużycia paliwa w zależności od roku wprowadzenia silnika do eksploatacji oraz schematy ideowe silników. Przeanalizowano przebiegi zmian obliczonych parametrów gazodynamicznych wzdłuż kanałów przepływowych turbinowych silników odrzutowych użytkowanych w lotnictwie wojskowym RP na samolotach bojowych oraz wpływ zakresu lotu na ich przebieg i zakres wartości.

Słowa kluczowe: turbinowe silniki odrzutowe jednoprzepływowe, dwuprzepływowe turbinowe silniki odrzutowe, parametry jednostkowe, parametry strumienia

Symbole UKD: 621.45

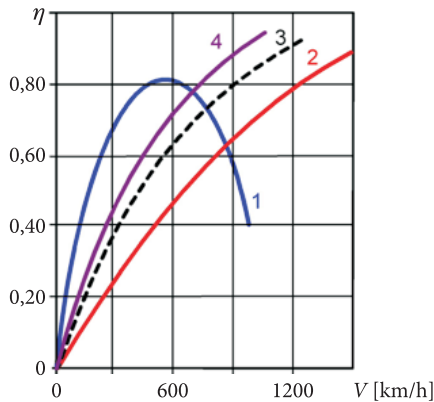
1. Wprowadzenie

Ciągłe dążenie do podwyższania osiągnięć samolotów bojowych takich jak: prędkość wznoszenia i prędkość w locie poziomym, wysokość lotu, manewrowość oraz udźwig i zasięg samolotu przekłada się na konieczność zwiększenia (poprawy) osiągnięć ich zespołów napędowych. Wśród nich to przede wszystkim duży ciąg, małe zużycie paliwa i możliwie chłodne gazy wylotowe w warunkach lotu ustalonego, a z drugiej strony małe wymiary gabarytowe (zwłaszcza poprzeczne) i mała masa. Tu dostrzega się znacznie szersze możliwości wyboru osiągnięć niż w jednoprzepływowych silnikach (do niedawna powszechnie stosowanych w lotnictwie bojowym) do potrzeb samolotu, wykorzystując dwuprzepływowe silniki odrzutowe. Wartości tych osiągnięć we współczesnych samolotach stanowią kompromis w zależności od przewidywanych zadań lotniczych.

Brak szczegółowych danych dotyczących przebiegów parametrów gazodynamicznych wzdłuż kanałów przepływowych silnika jednoprzepływowego AŁ-21F3 (z samolotu SU-22) i dwuprzepływowego RD-33 (z samolotu MiG-29) spowodował potrzebę odtworzenia obliczeniowego osiągow tych silników — wykorzystanych następnie do porównań i analiz — na tle osiągow silników firm zachodnich.

Wykorzystanie zespołu napędowego samolotu opartego o turbinowy silnik odrzutowy na szeroką skalę nastąpiło w końcu II wojny światowej w wyniku potrzeby uzyskiwania większych prędkości lotu przez ówczesne samoloty bojowe. Napęd śmigłowy (rys. 1) nie potrafi zapewnić wystarczającej sprawności napędowej układu przy lotach z prędkością powyżej 700÷800 km/h.

Pierwszym rodzajem turbinowego silnika odrzutowego, który pojawił się przed ponad 70 laty, był turbinowy jednoprzepływowo silnik odrzutowy. Dzień 12 kwietnia 1937 r. można uznać za początek rozwoju tego rodzaju silników, kiedy to F. Whittle przeprowadził udane testy na nowym rodzaju silnika WU (*Whittle Unit*), a początki samolotu odrzutowego to lot maszyny Heinkel He 178 (z silnikiem HeS-3B o ciągu 450 kG), który się odbył 27 sierpnia 1939 r.



Rys. 1. Sprawność napędowa zespołu napędowego w funkcji prędkości lotu: 1 — napęd śmigłowy; 2 — turbinowy silnik odrzutowy jednoprzepływowo; 3 — dwuprzepływowo turbinowy silnik odrzutowo (o stosunku natężeń przepływu $\bar{m} < 1,0$); 4 — dwuprzepływowo turbinowy silnik odrzutowo ($\bar{m} > 4,0$)

Ogromną zaletą turbinowego silnika odrzutowego jest rosnąca sprawność napędowa wyrażona wzorem (1) ze wzrostem prędkości lotu, następuje bowiem polepszenie warunków zamiany przyrostu energii kinetycznej Δe_K czynnika roboczego (powietrza i spalin) na pracę użyteczną ciągu wyrażoną iloczynem ciągu jednostkowego i prędkości lotu $k_j V_H$.

$$\eta = \frac{k_j V_H}{\Delta e_K}, \quad (1)$$

gdzie: k_j — ciąg jednostkowy silnika, tj. ciąg odnoszony do natężenia przepływu

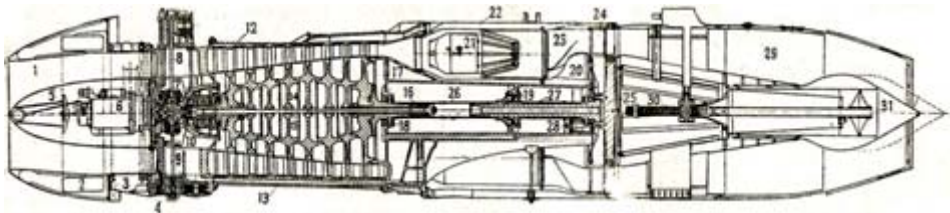
$$\text{powietrza przez silnik } \left[\frac{N}{(kg / s)} \right],$$

V_H — prędkość strumienia powietrza wpływającego do silnika;

Δe_K — przyrost energii kinetycznej strumienia przepływającego przez silnik.

Ze względu na tę właściwość sprawności napędowej, należy powyżej prędkości lotu samolotu 700÷800 km/h (rys. 1) stosować jedynie turbinowy silnik odrzutowy jako zespół napędowy szybkiego samolotu. Polepszenie sprawności turbinowych silników odrzutowych w obszarze średnich prędkości (600 km/h) uzyskano w wyniku wprowadzenia silników dwuprzepływowych (szczególnie przy dużych wartościach stopnia podziału masowego natężenia przepływu $\bar{m} > 4,0$).

Jednym z silników, który odegrał istotną rolę w rozwoju turbinowych silników odrzutowych, był silnik Jumo 004B (rys. 2) skonstruowany przez zespół pod kierownictwem Anselma Franza. Produkcję seryjną silnika uruchomiono na początku 1944 roku i wyprodukowano 6424 sztuki tego silnika. Silnik rozwijał ciąg 880 daN przy masowym natężeniu przepływu powietrza $\dot{m} = 21,1$ kg/s, sprężu $\pi_s^* = 3,14$, prędkości obrotowej wirnika $n = 8700$ obr/min i temperaturze przed turbiną $T_3^* = 1070$ K, przy sprawnościach sprężarki $\eta_s = 78\%$, komory spalania $\eta_{KS} = 95\%$ i turbiny $\eta_T = 80\%$. Resurs w końcowym okresie produkcji tego silnika osiągał 100 h.



Rys. 2. Schemat konstrukcyjny silnika Jumo 004B

Idea pracy turbinowego silnika odrzutowego oparta jest (tak samo jak lotniczego silnika tłokowego ze śmigłem) na przyroście prędkości strumienia powietrza przepływającego przez silnik, a w przypadku użycia silnika tłokowego — powietrza przepływającego przez płaszczyznę obracającego się śmigła. W silniku odrzutowym wzrost temperatury strumienia w komorze spalania i wzrost jego objętości powoduje, że prędkość \bar{c}_5 wypływu spalin z dyszy jest większa niż prędkość powietrza we wlocie do silnika. Następstwem tego jest zmiana ilości ruchu czynnika roboczego, co generuje ciąg silnika (zgodnie z tw. Eulera) (2). W warunkach, gdy prędkość powietrza we wlocie silnika $c_1 = V_H$, ciąg można wyrazić zależnością:

$$\vec{K} = \dot{m}'\vec{c}_5 - \dot{m}\vec{V}_H, \quad (2)$$

gdzie: \vec{K} — wypadkowa siła ciągu;
 $\dot{m}; \dot{m}'$ — masowe natężenie przepływu powietrza i spalin;
 $\vec{V}_H; \vec{c}_5$ — prędkości strumienia na wejściu i wyjściu z silnika.

Klasyfikacja turbinowych silników odrzutowych jedno- i dwuprzepływowych została przedstawiona na rysunku 3. Najprostszym silnikiem odrzutowym jest jednoprzepływowy silnik bez dopalacza. Silniki jednoprzepływowe mogą być jedno- lub dwuwirnikowe. Natomiast silniki dwuprzepływowe są w zasadzie dwuwirnikowe — ale zdarzają się trójwirnikowe (np. RB-211, Trent 1000, a na bojowym samolocie Tornado silnik RB-199).



Rys. 3. Klasyfikacja turbinowych silników odrzutowych

W pierwszym okresie rozwoju silników turbinowych podstawowym układem konstrukcyjnym był silnik jednowirnikowy bez dopalacza. Do czasów współczesnych tego rodzaju jednostki napędowe wykorzystywane są w samolotach szkolno-treningowych, szkolno-bojowych bądź do napędów bezzałogowych statków powietrznych.

2. Parametry jednostkowe

Bardzo ważnymi parametrami silników lotniczych współdecydującymi o ich przydatności do napędu danego statku powietrznego są ich parametry jednostkowe. Istotą parametrów jednostkowych jest możliwość wykorzystania ich do porównania procesów zachodzących w różnych silnikach oraz ich doskonałości konstrukcyjno-technologicznej.

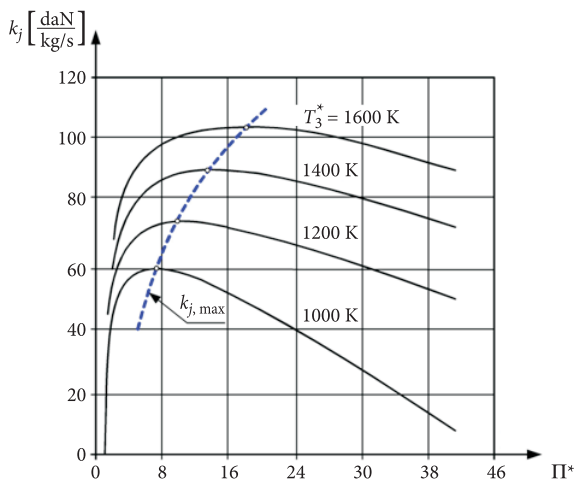
Podstawowym parametrem silnika odrzutowego jest ciąg jednostkowy k_j , tj. ciąg przypadający na jednostkę natężenia przepływu powietrza przez silnik np. $\left[\frac{daN}{(kg / s)} \right]$. Im większy jest ciąg jednostkowy, tym mniejsze jest dla danego ciągu K zużycie powietrza przez silnik, co pociąga za sobą możliwość zmniejszenia gabarytów poprzecznych silnika, jak również jego masy. Ciąg jednostkowy w sposób istotny zależy od sprężu silnika π , temperatury spalin przed turbiną T_3 , sprawności sprężania η_s i rozprężania η_r w silniku, a jego wartość określa wzór:

$$k_j = \frac{K}{\dot{m}} = f(\pi, T_3, \eta_s, \eta_r). \quad (3)$$

Parametry te ulegają zmianom w warunkach lotu (V, H). Na rysunku 4 przedstawiono zależność ciągu jednostkowego od sprężu silnika π przy założonych temperaturach T_3 spalin przed turbiną. Uwidoczniona jest na tym rysunku linia optymalizująca dobór wartości T_3 i sprężu π dla uzyskiwania maksymalnego ciągu jednostkowego projektowanego silnika.

Ciąg jednostkowy k_j silnika jest istotny dla osiągnięć samolotu i zależy od zakresu pracy silnika. Dla maksymalizacji ciągu jednostkowego silnika powinien on pracować na zakresie optymalnym — dobranym sprężu π dla możliwej do przyjęcia temperatury T_3 (ze względu na ograniczoną wytrzymałość materiałów konstrukcyjnych).

Dla uzyskania jak największej wartości k_j dąży się do tego, by w lotniczych silnikach turbinowych te dwa istotne parametry — π oraz T_3 — były jak najwyższe. Ich wzrost stał się możliwy dzięki postępowi w obszarze prac teoretycznych jak



Rys. 4. Zależność ciągu jednostkowego od sprężu silnika π i temperatury przed turbiną T_3 w warunkach statycznych na ziemi ($V_H = 0$ i $H = 0$)

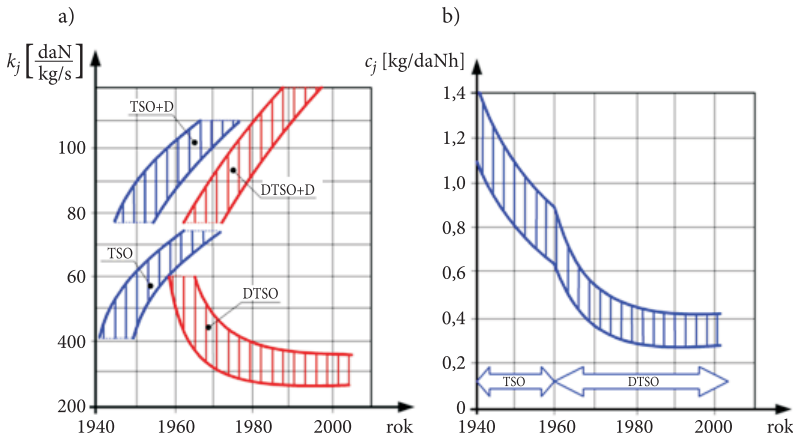
i technologii. Obecnie silniki najbardziej zaawansowane technologicznie mogą już pracować z temperaturami spalin przed turbiną dochodzącymi do 1850 K i sprężem sięgającym wartości 50 (np. silnik RR — Trent 1000).

Zakresy zmian wartości ciągu jednostkowego k_j i jednostkowego zużycia paliwa c_j w zależności od roku wprowadzania silników do eksploatacji przedstawia rysunek 5.

Istotny parametr określający ekonomiczną cechę pracy silnika to jednostkowe zużycie paliwa c_j przedstawione na rysunku 5b. Parametr ten jest niezbędny do określenia zasięgu i długotrwałości lotu samolotu.

$$c_j = \frac{c_h}{K}, \quad (4)$$

gdzie: c_h — godzinowe zużycie paliwa.



Rys. 5. Wartości ciągu jednostkowego k_j i jednostkowego zużycia paliwa c_j w zależności od roku wprowadzania silnika do produkcji: TSO — jednoprzepływowy turbinowy silnik odrzutowy (bez dopalacza); TSO+D — jednoprzepływowy turbinowy silnik odrzutowy z dopalaczem; DTSO — dwuprzepływowy turbinowy silnik odrzutowy (bez dopalacza); DTSO+D — dwuprzepływowy turbinowy silnik odrzutowy z dopalaczem

Pierwsze turbinowe silniki odrzutowe miały wartości jednostkowego zużycia paliwa $c_j = 1,30 \div 1,20 \frac{\text{kg}}{\text{daN} \cdot \text{h}}$ (rys. 5b). Silniki skonstruowane w następnych latach charakteryzowały się wartościami $c_j = 1,00 \div 0,85 \frac{\text{kg}}{\text{daN} \cdot \text{h}}$. Były to jednak jeszcze jednoprzepływowe silniki odrzutowe. Obecnie podstawowym paliwem wykorzystywanym w silnikach turbinowych jest nafta lotnicza, która stanowi współcześnie 98% paliwa spalane w lotnictwie¹.

¹ Jest to rezultat dążenia do unifikacji paliwa nie tylko w statkach powietrznych, silniki tłokowe o zapłonie iskrowym (zasilane benzynami) zastępowane są silnikami o zapłonie samoczynnym (zasilane naftą lotniczą), ale także we wszelkich pojazdach i urządzeniach lotniskowych.

Zestawienie wartości przedstawionych na rysunkach 5a i 5b należy rozpatrywać wspólnie — gdyż tylko taki sposób postępowania pozwala na obiektywną ocenę cech użytkowych silników i optymalny wybór silnika do napędu samolotu o przewidywanym zastosowaniu.

Wraz z pojawieniem się dwuprzepływowych silników odrzutowych okazało się, że są one bardziej ekonomiczne, ale i bardziej skomplikowane niż jednoprzepływowe, co spowodowało stopniowe wypieranie silników jednoprzepływowych przez dwuprzepływowe, przede wszystkim w samolotach pasażerskich i transportowych.

Na początku XXI w. wartość c_j spadła do poziomu $0,40 \div 0,25 \frac{\text{kg}}{\text{daN} \cdot \text{h}}$, co stanowi ponad trzykrotne zmniejszenie zużycia paliwa w stosunku do poziomu wyjściowego dla silników odrzutowych. Obecnie w lotnictwie bojowym stosuje się silniki o mniejszym stosunku natężeń przepływu — co stanowi kompromis między zasięgiem samolotu a jego prędkością lotu i jednostkowych zużyciach paliwa na poziomie $0,85 \div 0,70 \frac{\text{kg}}{\text{daN} \cdot \text{h}}$ oraz wynika z konieczności ograniczenia ich gabarytów.

3. Przebiegi podstawowych parametrów strumienia w kanałach przepływowych silników odrzutowych

W celu uzyskania przebiegu zmian parametrów (ciśnienia, temperatury i prędkości strumienia) czynnika roboczego w kanale przepływowym, które mają istotne znaczenie ze względu na obciążenia gazodynamiczne i cieplne zespołów konstrukcyjnych, należy zbudować model silnika turbinowego. Budując matematyczny model, należy brać pod uwagę takie elementy jak:

- adekwatność w stosunku do rzeczywistego obiektu;
- ekonomiczność pod względem czasu budowy samego modelu i czasu obliczeń;
- zbieżność z danymi eksperymentalnymi;
- uniwersalność w obszarze zastosowań;
- możliwość wykorzystania standardowych procedur obliczeń.

Model matematyczny jest oparty o równania:

- bilansu strumienia masowego natężenia przepływu dla sprężarki

$$\dot{m}_1 - \Delta \dot{m}_{up} - \dot{m}_2 = 0, \quad (5)$$

gdzie: \dot{m}_1 — strumień powietrza na wejściu do sprężarki, $\Delta \dot{m}_{up}$ — strumień powietrza upuszczany przez zawory upustu, \dot{m}_2 — strumień powietrza na wyjściu ze sprężarki;

- bilansu strumienia masowego natężenia spalin dla turbiny

$$\dot{m}'_3 + \sum_i \dot{m}'_{chl} - \dot{m}'_4 = 0, \quad (6)$$

gdzie: \dot{m}'_3 — strumień spalin na wejściu do turbiny, $\sum_i \dot{m}_c$ — suma powietrza wykorzystywana do chłodzenia wieńców dyszowych i wirnikowych turbiny, \dot{m}'_4 — strumień spalin na wyjściu z turbiny;

- bilansu mocy dla zespołów wirnikowych

$$\dot{m}'_i l_{T,i} \eta_{T,i} - \dot{m}_i l_{S,i} - \Delta P_{agr} = 0, \quad (7)$$

gdzie: \dot{m}'_i — strumień spalin przepływający przez i -ty zespół turbiny, $l_{T,i}$ — praca właściwa spalin w turbinie, $\eta_{T,i}$ — sprawność mechaniczna turbiny, \dot{m}_i — strumień powietrza przepływający przez określony zespół sprężarki, $l_{S,i}$ — praca właściwa doprowadzana do powietrza w sprężarce, ΔP_{agr} — moc wykorzystywana do napędów agregatów.

Tworzone w ten sposób modele pozwalają uzyskiwać wyniki dla różnych warunków obliczeniowych. W tym przypadku zbudowano jednowymiarowy stacjonarny model obliczeniowy, który jest podstawowym modelem w tego typu analizach. W celu przeprowadzenia dokładnych symulacji osiągow silnika i zmian parametrów czynnika roboczego w kanale przepływowym, należałoby znać dodatkowo charakterystyki związane ze wszystkimi zespołami. Do tych charakterystyk należałoby zaliczyć między innymi:

- wlot $\sigma_{wl}^* = q(\lambda)$ — współczynnik strat ciśnienia na wlocie,
 $\varphi_{wl} = q(\lambda)$ — współczynnik efektywności wlotu;
- sprężarka
 $\pi_S^* = f(\dot{m}, n)$ — funkcję przebiegu zmian sprężu sprężarki,
 $\eta_S^* = f(\dot{m}, n)$ — funkcję przebiegu zmian sprawności sprężarki;
- komora spalania
 $\sigma_{KS}^* = f(Ma, \Delta_{KS}^*)$ — współczynnik strat ciśnienia w komorze spalania;
- turbina
 $\dot{m}' = f(\pi_T^*, n)$ — funkcję zmiany masowego natężenia strumienia spalin przepływających przez turbinę,
 $\eta_T^* = f(\dot{m}', n)$ — funkcję przebiegu zmian sprawności turbiny;
- układ wylotowy
 $\pi_H^* = f(Ma, H, T_3^*, \bar{m})$ — funkcję przebiegu zmian rozporządkalnego stopnia rozprężania w układzie wylotowym,
 $q = f(\lambda)$ — funkcję zmiany względnej gęstości strumienia.

Uzyskanie rzeczywistych wartości powyższych parametrów może odbywać się tylko na drodze eksperymentu na stanowiskach pomiarowych służących do badań poszczególnych zespołów lub silnika jako całości. Tego typu charakterystyki dotyczące konkretnego turbinowego silnika odrzutowego niestety nie są udostępniane przez producentów. Inną możliwością rozwiązania tego typu zagadnienia jest wykorzystanie danych statystycznych, które wykorzystane zostały w tych

konkretnych przypadkach obliczeniowych. Należy pamiętać, że dobór parametrów winien być oparty o poziom rozwoju technologicznego danego silnika, np. silnik AŁ-21 zaliczamy jest do III generacji silników (parametr jednostkowy, jakim jest ciężar jednostkowy silnika, tzn. ciężar silnika odniesiony do ciągu silnika, wynosi $\gamma^2 = 0,18 \div 0,14$), a RD-33 to IV generacja ($\gamma^2 = 0,13 \div 0,12$).

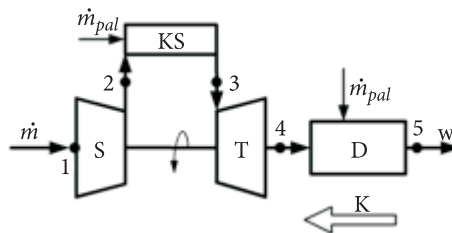
Warunkami początkowymi, które wykorzystano w obliczeniach, był ciąg K , spręż całego silnika π^* (silniki III generacji mają $\pi^* < 17$, a IV generacji $\pi^* < 30$), stosunek natężeń przepływu \bar{m} (silniki samolotów wielozadaniowych posiadają mały stopień dwuprzepływowości $\bar{m} < 1,0$), pozostałe wybrane dane zawarte są w tabeli 1. Zakładając, że relacja między parametrem założonym a wyliczonym wynosi:

$$\delta P_i = \frac{P_i - P_{z,i}}{P_{z,i}} \leq 5\%, \quad (8)$$

gdzie: P_i — parametr wyliczony, $P_{z,i}$ — parametr założony.

W przypadku temperatury przed turbiną T_3^* warunek ten jest dość kłopotliwy ze względu na to, że w rzeczywistych silnikach temperatura ta nie jest mierzona a jedynie temperatura za turbiną T_4^* , na dodatek rozkład nie jest regularny ani promieniowo ani obwodowo, a różnice temperatur osiągają poziom 120 K. Dane statystyczne podają, że w przypadku III generacji $T_3^* < 1550$ K, a czwartej $T_3^* < 1700$ K.

Schemat ideowy jednoprzepływowego, jednowirnikowego turbinowego silnika odrzutowego z dopalaczem został przedstawiony na rysunku 6, a na rysunku 7



Rys. 6. Schemat ideowy jednoprzepływowego, jednowirnikowego turbinowego silnika odrzutowego z dopalaczem: S — sprężarka; KS — komora spalania; T — turbina; D — dopalacz; K — wektor siły ciągu, \dot{m} — strumień powietrza, \dot{m}_{pal} — wydatek paliwa

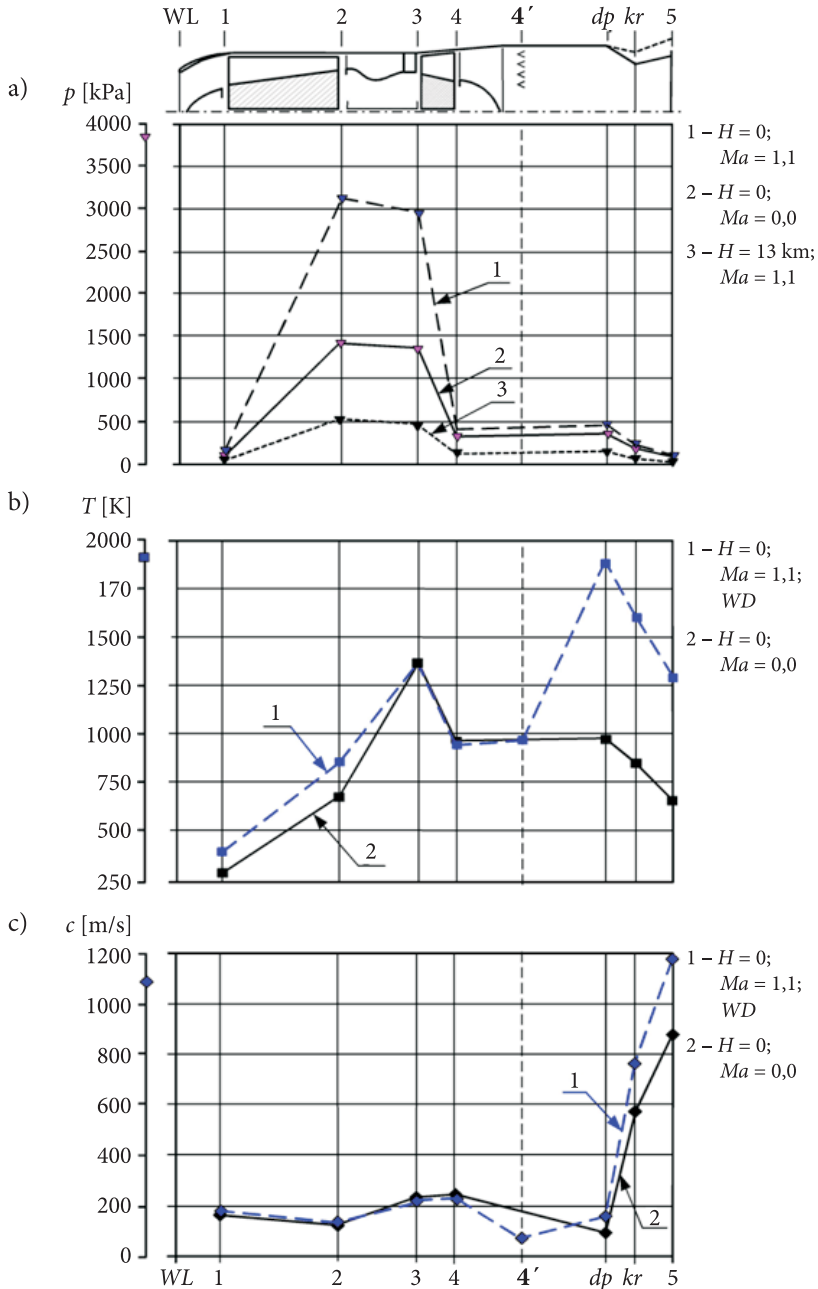


Rys. 7. Silnik AŁ-21F3

TABELA 1
Parametry geometryczne i funkcjonalne dwuprzepływowych turbinowych silników odrzutowych wykorzystywanych w samolotach bojowych

Lp.	Wytwórnia (państwo)	Silnik/ napędzany samolot	Spręż		Wymiary średnica [mm]	Masa [kg]	Stosunek nateżeń przepływów [-]	Masowe nateżenie przepływu całkowite [kg/s]	Jednostkowe zużycie paliwa [kg/daN ^{0,5} h]		Konfiguracja zespołów wirnikowych			Ciąg	
			π_c [-]	π_w [-]					Z M [kg/daN ^{0,5} h]	Z D [kg/daN ^{0,5} h]	SNC	SWC	TWC	TNC	norm. [daN]
1		2	3	4		5	6	7	8	9	10			11	12
1	Eurojet (europejski)	EJ200 EF 2000	26,0	b. d.	740	1035	0,4	76,0	0,79	1,73	3F-5A-1-1			6000	9000
2	Volvo Aero. Corp. (Szwecja)	RM12 JAS 39 Gripen	27,2	b. d.	850	1050	0,28	68	0,80	1,80	3F-7A-1-1			5400	8050
3	General Electric (USA)	F404-GE-400 F/A-18A/B	25,0	b. d.	889	989	0,34	64,4	0,87	1,89	3F-7A-1-1			4890	7120
4	General Electric (USA)	F404-GE-402 F/A-18C/D	25,0	b. d.	880	1035	0,27	62,2	0,85	1,79	3F-7A-1-1			5390	7870
5	Klimov (Rosja)	RD-33 MiG-29	21,0	3,2	1040	1055	0,47	77,0	0,76	2,09	4F-9A-1-1			5000	8200
6	Pratt & Whitney (USA)	F100-PW-229 F-16C/D Block 52	31,0	3,8	1180	1681	0,36	120,2	0,74	2,05	3 F-10A-2-2			7920	12940
7	Saturn (Ljulka) (Rosja)	AL-35 Su-35	23,0	b. d.	1220	1530	0,57	110	0,69	2,00	4F-9A-1-2			7453	13300
8	Snecma (Francja)	M53-P2 Mirage 2000-5	9,8	b. d.	1055	1500	0,35	86	0,89	2,42	3F-5A-2			6430	9500
9	Snecma (Francja)	M88-2 Rafale	24,5	3,9	696	897	0,25	65	0,88	1,76	3F-6A-1-1			4870	7290

Oznaczenia: SNC — sprężarka niskiego ciśnienia; SWC — sprężarka wysokiego ciśnienia; TNC — turbina niskiego ciśnienia; TWC — turbina wysokiego ciśnienia; 3F — wentylator 3-j stopniowy; 10A — sprężarka 10-stopniowa; Z M — zakres maksymalny; Z D — zakres dopalania.



Rys. 8. Zmiany parametrów strumienia przepływającego przez turbinowy silnik odrzutowy jedno-przepływowy (gdzie WD — włączony dopalacz)

widok silnika tego typu (AŁ-21F3), który stanowi napęd samolotu Su-22. Schemat wykorzystywany jest do budowy modeli obliczeniowych jak i modelu jego regulacji. Cechą charakterystyczną tego rodzaju silników jest zachowanie stałego masowego natężenia przepływu \dot{m} w kanale przepływowym. Wszystkie parametry, w tym również wytwarzany ciąg K , są uzależnione od ilości doprowadzanego paliwa \dot{m}_{pat} do komory spalania (KS) i ewentualnie do dopalacza (D).

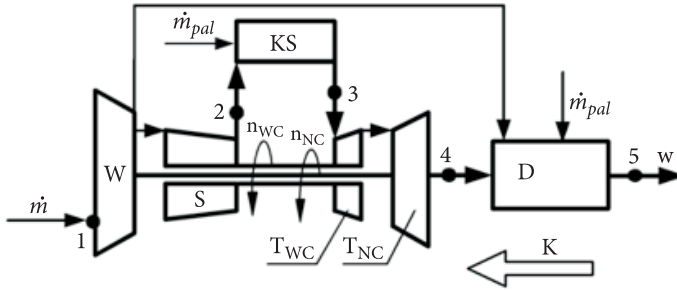
Przebiegi parametrów termogazodynamicznych silnika w charakterystycznych przekrojach jego kanałów przedstawiono na rysunkach 8a, b, c. Do obliczeń posłużono się dostępnymi danymi silnika AŁ-21F3. Na wszystkich rysunkach bazowym przebiegiem zmian ciśnienia, temperatury i prędkości są tak zwane warunki statyczne na ziemi, które odpowiadają warunkom pracy silnika, gdy wysokość lotu wynosi $H = 0$ m n.p.m., i zerowej prędkości lotu.

Pozostałe charakterystyki zostały obliczone i wykreślone w celu zobrazowania zmiany obciążenia poszczególnych zespołów silnika związanych ze zmianą prędkości, wysokości lotu czy włączenia dopalacza. W przypadku pierwszego zespołu silnika, jakim jest sprężarka, najistotniejsza zmiana obciążenia wynikająca z jej pracy istotnie związana jest ze wzrostem prędkości lotu, od której uzależniona jest różnica ciśnień na jej wejściu i wyjściu. Konsekwencją tego jest wzrost siły wzdłużnej obciążającej sprężarkę i ciśnień obciążających kadłub sprężarki oraz ściany kadłuba silnika. Następstwem wzrostu ciśnienia za sprężarką jest również wzrost temperatury w przekroju 2 (rys. 8b). Zmiana ciśnienia w sprężarce ma wpływ na dalsze zespoły kanału przepływowego silnika. Ma to szczególne znaczenie — ze względu na siły obciążające części i zespoły w komorze spalania i turbinie. W przypadku układu wylotowego nie ma to już tak dużego znaczenia pod względem obciążeń ze względu na spadek ciśnienia spalin przy przepływie przez turbinę.

W przypadku temperatury najistotniejsza zmiana charakteru przebiegu wzdłuż kanału przepływowego od warunków pracy silnika związana jest z włączeniem dopalacza, który powoduje skokowy przyrost temperatury spalin do około 1900 K w układzie wylotowym, co zmusza do rozwarcia klap dyszy wylotowej.

Prędkość strumienia w kanale silnikowym w niewielkim stopniu zależy od parametrów lotu (wysokości i prędkości). Praca pierwszego zespołu silnika turbinoowego, jakim jest sprężarka, powoduje, poprzez działanie aerodynamiczne palisad kierownic i łopatek wirnikowych, wzrost ciśnienia i temperatury przy spadku prędkości przepływu. Prędkość na wyjściu ze sprężarki maleje do wartości około $c_2 = 100 \div 170$ m/s, po czym następuje stopniowy wzrost prędkości przepływu — z wyjątkiem krótkiego odcinka przepływowego za turbiną (kanał dyfuzorowy). Największe zmiany prędkości zachodzą w dyszy wylotowej po włączeniu dopalacza. Następuje wzrost prędkości strumienia spalin o około 300 m/s, co powoduje istotny przyrost ciągu.

Rysunek 9 przedstawia schemat ideowy dwuprzepływowego turbinowego silnika odrzutowego z mieszalnikiem powietrza z kanału zewnętrznego i spalin z kanału



Rys. 9. Schemat ideowy dwuprzepływowego turbinowego silnika odrzutowego z mieszalnikiem (i dopalaczem): W — wentylator; S — sprężarka; KS — komora spalania; T_{WC} — turbina wysokiego ciśnienia; T_{NC} — turbina niskiego ciśnienia; D — dopalacz (mieszalnik); K — wektor siły ciągu, \dot{m} — strumień powietrza, \dot{m}_{pal} — wydatek paliwa

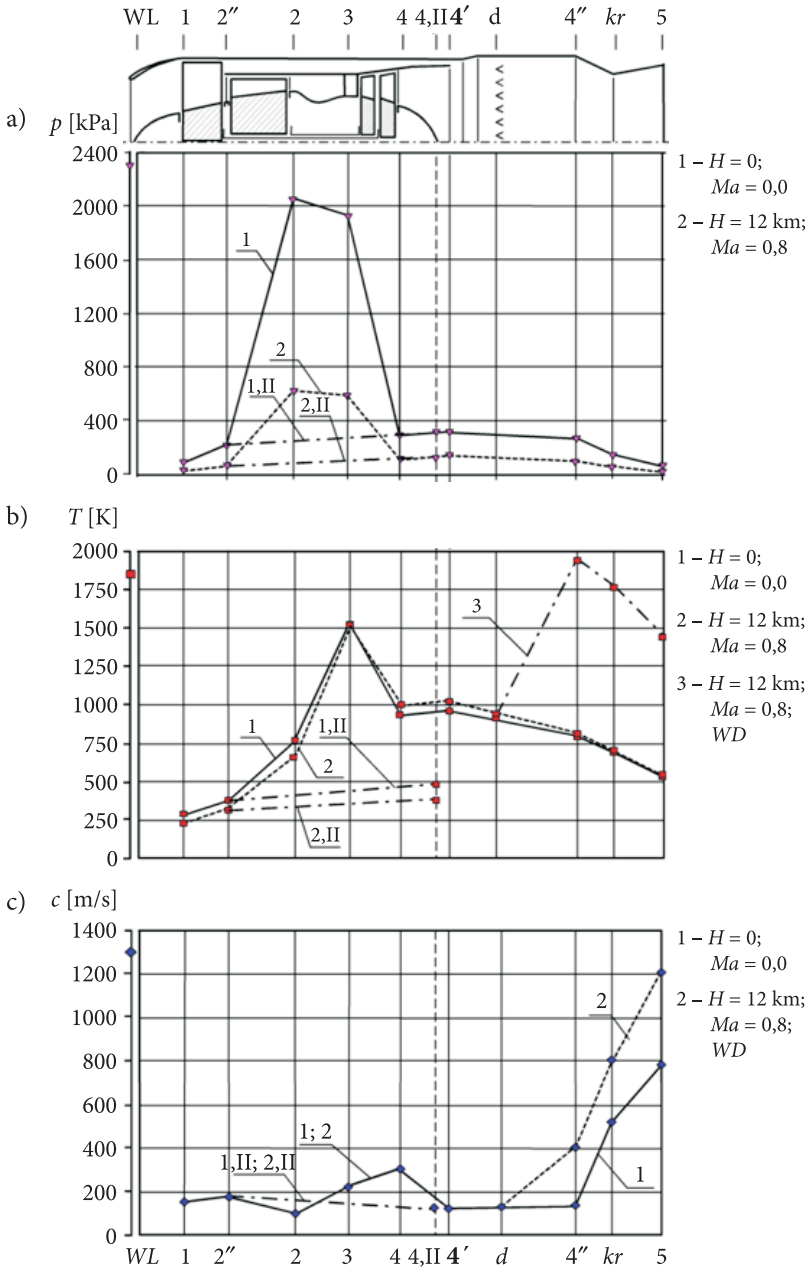
wewnętrznego. Na schemacie zaznaczono podział strumienia wypływającego z wentylatora na strumień płynący przez komorę spalania i strumień skierowany do kanału zewnętrznego.

Oba strumienie mieszają się w mieszalniku, który w przypadku silników stosowanych w samolotach bojowych jest zarazem dopalaczem. Silniki dwuprzepływowe muszą być układami co najmniej dwuwirnikowymi, ze względu na potrzebę różnicowania prędkości obrotowych wentylatora i sprężarki z uwagi na ich wymiary geometryczne i konieczność zapewnienia stateczności pracy i wytrzymałości tych zespołów.

Wyniki analizy termogazodynamicznej dwuprzepływowego turbinowego silnika odrzutowego z mieszalnikiem przedstawiają rysunki 11a, b, c. Jako obiekt do obliczeń przyjęto eksploatowany w Polsce silnik RD-33 (rys. 10) z samolotu MiG-29. Dane podstawowe tego silnika zawarte są w tabeli 1 poz. 5. Analiza ta została przeprowadzona dla stopnia dwuprzepływowości $\bar{m} = 0,47$. W tym przypadku, tak samo jak w analizie silnika jednoprzepływowego, przyjęto jako bazowy przebieg zmian parametrów powietrza i spalin dla warunków statycznych na ziemi. Charakter



Rys. 10. Widok silnika RD-33



Rys. 11. Zmiana parametrów strumienia przepływającego przez dwuprzepływowy turbinowy silnik odrzutowy z dopalaczem o stopniu podziału masowego natężenia $\bar{m} = 0,47$ przy $V_H = 0$ i $H = 0$ oraz $Ma = 0,8$ i $H = 12$ km, gdzie indeks II — oznacza kanał zewnętrzny

zmian ciśnienia p , temperatury T i prędkości strumienia c w kanale wewnętrznym (zwanym podstawowym i oznaczanym indeksem I) jest bardzo podobny do zmian tych parametrów w silniku jednoprzepływowym. Oczywista różnica pomiędzy tymi silnikami jest następstwem zakresu wartości parametrów związanych z możliwościami przenoszenia obciążeń przez konstrukcję silnika i doskonalenia procesów przepływowych. W przypadku ciśnienia (rys. 11a) wartość maksymalna zależy od sprężu silnika (przeciętne silniki samolotów bojowych mają obecnie wartość powyżej 20, zaś nowsze nawet 30). Zwiększanie sprężu powoduje wzrost obciążenia podzespołów sprężarki, co jest dodatkowo wzmacniane przez wzrost prędkości lotu. W przypadku wzrostu wysokości lotu następuje spadek ciśnienia na wyjściu ze sprężarki wywołany spadkiem ciśnienia otoczenia, co przekłada się na obniżenie obciążenia zarówno wentylatora jak i sprężarki wysokiego ciśnienia. Praca kanału zewnętrznego (kanał oznaczany indeksem II) uwarunkowana jest w tego rodzaju silnikach wartością parametrów uzyskiwanych na wyjściu z wentylatora. Między innymi ciśnienie panujące w kanale jest funkcją sprężu zespołu wentylatora, zaś istotne znaczenie ma również prędkość lotu. Wartość ciśnienia w kanale II (rys. 11a) ulega nieznacznemu przyrostowi kosztem spadku prędkości strumienia w tym kanale (rys. 11c). Wartości ciśnienia na wyjściu z kanału zewnętrznego i wewnętrznego za turbiną muszą być sobie równe, w przeciwnym razie mogłoby dojść do zawracania strumienia. Mieszanie strumieni z obu kanałów przepływowych silnika wynika z możliwości uzyskania znacznego przyrostu ciągu z dopalacza (dopływ czystego powietrza z kanału zewnętrznego) w porównaniu z silnikiem jednoprzepływowym, a ponadto obniża temperaturę spalin wylotowych (przy wyłączonym dopalaczu), co w samolotach bojowych jest istotne — ze względu na utrudnienie trafienia pocisku naprowadzanego na źródło promieniowania podczerwonego.

W przypadku charakteru przebiegu zmian temperatury (rys. 11b) występuje duża analogia do silnika jednoprzepływowego, jeżeli bierze się pod uwagę kanał wewnętrzny. Podstawowa różnica wynika z zakresu wartości. W przypadku przekroju wyjściowego ze sprężarki wysokiego ciśnienia temperatura bliska 750 K jest konsekwencją sprężu silnika jako całości. Na przedstawionych charakterystykach temperatura przed turbiną wynosi 1500 K, co obecnie można zaliczyć do wartości na średnim poziomie. Maksymalne obciążenie cieplne występuje w zespole dopalacza, w czasie gdy zachodzi w nim proces spalania i obciążony jest przepływem strumienia spalin o znacznej (wysokiej) temperaturze (nawet 1930 K). Obciążenie cieplne kanału zewnętrznego nie stanowi żadnego problemu, gdyż temperatura strumienia powietrza osiąga tam wartości do 500 K. Tak niska temperatura powietrza w kanale zewnętrznym jest jego dużym atutem, ponieważ ten czynnik roboczy osłania układ wylotowy (rurę przedłużającą) od działania spalin o wysokiej temperaturze wpływających z kanału wewnętrznego.

Analizując zmianę prędkości strumienia, najbardziej istotna w tym zakresie jest praca dyszy zbieżno-rozbieżnej (rys. 11c). Na wyjściu z tego zespołu na zakresie

maksymalnym pracy silnika uzyskiwana jest prędkość 780 m/s, a przy włączonym dopalaczu prędkość ta wzrasta do 1200 m/s, co powoduje intensywny przyrost wartości ciągu. W pozostałych zespołach prędkość strumienia zmienia się nieznacznie wraz ze zmianą prędkości i wysokości lotu czy też po włączeniu dopalacza.

4. Uwagi końcowe i wnioski

Silniki wielozadaniowych samolotów bojowych są jednostkami napędowymi najbardziej zaawansowanymi (np. w silniku F-135 zastosowano dyszę wylotową typu „3 Bering Swivel Module” umożliwiającą obrót jej o kąt 105° w stosunku do osi podłużnej silnika, posiada sprzęgło rozłączające wentylator od turbiny i jest to pierwszy silnik trójprzepływowy) pośród wszystkich silników lotniczych. Niestety, żaden z silników tego typu nie jest produkowany w Polsce (nie można uwzględnić montażu silników F100-PW229 w zakładach Pratt&Whitney w Rzeszowie do naszych samolotów F-16C/D). Oczywiście producenci określają warunki eksploatacji zespołu napędowego (w tym silników), ale nie zdradza się informacji dotyczących np. rozkładu parametrów wzdłuż kanału przepływowego silnika w różnych warunkach lotu (decydujących przecież o obciążeniu jego głównych zespołów), danych dotyczących systemu sterowania, układów chłodzenia turbiny itp., które dla przemysłu kraju kupującego samolot mogą być źródłem nowych rozwiązań technicznych lub nowych technologii — w tym systemu obsługi i przeglądów.

Niniejsze opracowanie wynika z potrzeby uzyskania własnych (szerszych) informacji dotyczących turbinowych silników odrzutowych użytkowanych w naszym lotnictwie bojowym, których celem jest określanie stanu obecnego, ale także poznanie tendencji rozwojowych tych silników, między innymi w dziedzinie nowych materiałów, rozwiązań konstrukcyjnych, oraz uściślenie informacji o silnikach przy określeniu ich stanu technicznego w oparciu o parametry mierzone w naszych warunkach użytkowania tych samolotów.

Artykuł wpłynął do redakcji 25.11.2009 r. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano w marcu 2010 r.

LITERATURA

- [1] W. BALICKI, S. SZCZECIŃSKI, *Diagnozowanie lotniczych silników turbinowych*, Maszyny wirnikowe, BNILot., Warszawa, 2001.
- [2] W. BALICKI, K. KAWAŁEC, T. PĄGOWSKI, J. SZCZECIŃSKI, S. SZCZECIŃSKI, *Historia i perspektywy rozwoju napędów lotniczych*, BNILot., Warszawa, 2005.
- [3] A. G. BRATUKHIN, *Aircraft industry*, Mashinostroenie, Moscow, 2000.
- [4] P. DZIERŻANOWSKI, W. KORDZIŃSKI, M. ŁYŻWIŃSKI, J. OTYŚ, S. SZCZECIŃSKI, R. WIATREK, *Napędy lotnicze. Turbinowe silniki odrzutowe*, WKiŁ, Warszawa, 1983.
- [5] A. KOZAKIEWICZ, *Analiza porównawcza osiągnięć turbinowych silników odrzutowych samolotów bojowych obecnie użytkowanych w RP*, Biul. WAT, 58, 2, Warszawa, 2009.

- [6] A. KOZAKIEWICZ, *Analiza zespołu napędowego samolotu F-16C*, Aircraft and air defence systems, OBRSM, Olszanica, 2007.
- [7] M. ORKISZ, *Wybrane zagadnienia z teorii turbinowych silników odrzutowych*, Wyd. ITE, Radom, 1995.
- [8] S. SZCZECIŃSKI, *Dwuwirlnikowe i dwuprzepływowe lotnicze silniki turbinowe*, WKiŁ, Warszawa, 1971.
- [9] С. М. ШЛЯХТЕНКО, *Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей*, Машиностроение, Москва, 1987.

A. KOZAKIEWICZ

Jet turbine engine and by-pass turbojet in combat aircrafts

Abstract. This paper presents analysis of parameters of individual turbine-jet engines in respect of the process realized in these engines. There are introduced the tendencies of changes of the specific thrust and the specific fuel consumption depending on the year of the introduction of the engine to the exploitation and schematic diagrams of engines. The courses of changes of calculated parameters along tubes of flow turbine-jet engines used in combat aircrafts are analysed and the influence of the range of the flight on their course and the range of value.

Keywords: jet turbine engine, by-pass turbojet, parameters of individual turbine-jet engines, parameters gas stream

Universal Decimal Classification: 621.4

