

OBSERWOWANY STAN I TENDENCJE ROZWOJOWE PODSTAWOWYCH CECH I OSIĄGÓW LOTNICZYCH SILNIKÓW TURBINOWYCH

W. BALICKI*, R. CHACHURSKI**, A. KOZAKIEWICZ**, S. SZCZECIŃSKI*

Instytut Lotnictwa, Wojskowa Akademia Techniczna***

Streszczenie

Początek artykułu stanowi opis stanu wyjściowego podstawowych parametrów termodynamicznych, układów i cech konstrukcyjno – użytkowych turbinowych silników odrzutowych wdrażanych do lotnictwa w końcowej fazie II-jej Wojny Światowej i tuż po niej. Wskazano wpływ pomysłów konstrukcyjnych, nowych materiałów, nowych technologii wytwarzanych części i całych zespołów (modułów), oraz metod badawczych na wzrost osiągnięć silników. Zwrócono uwagę na ograniczenia postępu w tej dziedzinie względami finansowymi kosztów poznawczo – badawczych, dostępnością materiałów konstrukcyjnych, a także kadrami inżynierów i ich nauczycieli, z wymogiem bezpieczeństwa latania i ochrony środowiska.

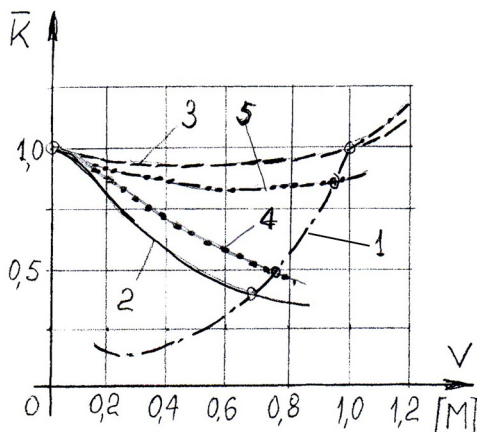
Słowa kluczowe: jedno- i dwuprzepływowość silników odrzutowych, silniki wentylatorowe, rewersory ciągu, wektorowanie ciągu, systemy chłodzenia i luzy wierzchołkowe turbin, trwałość niskocyklowa.

Sensowność realizacji idei bezpośredniego wytwarzania ciągu przez silniki stanowiące napęd samolotów (bez udziału śmigła) uzasadniają przebiegi charakterystyk ciągu śmigieł od prędkości lotu (rys. 1.) z pożądanym dla zespołu napędowego.

Już z tego zestawienia wynika „nieprzystawalność” charakterystyki śmigła do potrzeb samolotu. Z przebiegu prędkościowej charakterystyki śmigła wynika ograniczenie maksymalnej prędkości lotu samolotu, a z analogicznej charakterystyki ciągu silnika odrzutowego – brak takiego ograniczenia oraz znaczne jego nadwyżki w szerokim zakresie prędkości nad ciągiem niezbędnym. Pozwala to na szybsze osiągnięcie i znacznie wyższego pułapu samolotu oraz jego prędkości maksymalnej. Obszar między charakterystykami śmigłową 2 i jednoprzepływowego silnika odrzutowego 3 „zagospodarowuje” się silnikami dwuprzepływowymi:

- o małym stosunku natężeń przepływu w kanałach – bliższych charakterystyce 3,
- o dużym stosunku natężeń przepływu – bliższych charakterystyce 2.

Pierwsze turbinowe silniki odrzutowe, niemieckie Jumo 004 i BMW 003, wprowadzone do lotnictwa bojowego w końcu II-jej wojny światowej, dysponowały ciągiem 900 daN i jednostkowym zużyciem paliwa ponad 1 kg/daNh. Były to silniki ze sprężarkami osiowymi o sprzężeniu nieznacznie przekraczającym $\pi = 3$ oraz temperaturze spalin na wlocie do turbin 1000 K.



Rys. 1. Zależność ciągu niezbędnego 1 do lotu samolotu, ciągu rozporządkalnego turbinowego silnika śmigłowego 2 oraz jednoprzepływowego turbinowego silnika odrzutowego 3 oraz 4 i 5 – silników o różnym stopniu dwuprzepływowości od ustalonej prędkości lotu V wyrażonej liczbą Macha

Tuż po wojnie i do końca lat 50-tych ubiegłego wieku furorę w lotnictwie bojowym świata zrobiły brytyjskie silniki (z „rodziny” Nene) opracowane w firmie Rolls Royce – masowo powielane i modyfikowane w tzw. socjalistycznych krajach jako napęd samolotów MiG-15 i MiG-17. Były to silniki z promieniowymi sprężarkami (z obustronnym wlotem) o sprężu bliskim 4 i temperaturze spalin przed turbinami ok. 1100 K. Dysponowały one ciągami bliskimi 2700 daN przy jednostkowym zużyciu paliwa ok. 1 kg/daNh.

W niemieckich silnikach już stosowano chłodzone powietrzem łopatki kierownic i wirników turbin (z braku dostępności materiałów żaroodpornych i żarowytrzymałych), a w brytyjskich Nene (i w ich „licencyjnych” kopiach) wykorzystywano od początku kobalt w kierownicach turbin i stopy nikłowe w łopatkach wirnikowych.

O dalszym rozwoju lotniczych silników (wyraźnie większym i szybciej wdrażanym w silnikach odrzutowych niż śmigłowych i śmigłowcowych) zadecydowały: zdobywana i rozwijana wiedza w teorii przepływów i procesów spalania z równolegle opracowanymi nowymi materiałami: lżejszymi i mocniejszymi oraz żaroodpornymi i żarowytrzymałymi (i ich pokryciami) a nade wszystko – nowatorskimi pomysłami konstruktorów i technologów.

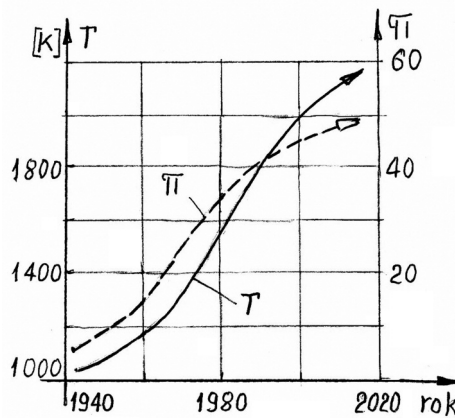
Niewidoczne z zewnątrz osiągnięcia w dziedzinie trwałości i niezawodności działania silników to skutek wypracowania wiarygodnych metodyk diagnozowania w oparciu o zminiaturyzowane czujniki pomiaru wielu parametrów termoprzepływowych i mechanicznych silnika i ich rejestracji, a także wyboru pojedynczych parametrów – wybranych do ciągłej obserwacji przez załogę np. poziomu drgań silnika.

Zdolność przewidywania kierunków dalszego rozwoju silników wspomaga obserwacja zmian wybranych parametrów od czasu kalendarzowego ich wdrożenia do produkcji.

Na rys. 2. przedstawiono zakresy zmian dwóch ważnych parametrów silnikowych: sprężu π oraz temperatury T spalin na wlocie do turbin¹. W odniesieniu do sprężu w powszechnie stosowanych sprężarkach osiowych początkowy wzrost to doskonalenie aerodynamiki przepływu w przestrzeniach międzyłopatkowych oraz profilów aerodynamicznych piór łopatek, ich liczb na obwodach stopni i liczby stopni w sprężarkach. Dalszy wzrost sprężu to skutek wprowa-

¹ Od których zależy efektywność pracy silnika turbinowego – wyrażająca się jego masą, poprzecznymi wymiarami geometrycznymi i zużyciem paliwa.

dzenia naddźwiękowych stopni wlotowych oraz dwuwirnikowych sprężarek oraz nastawnych łopatek ich kierownic. Znacznie trudniejsze jest osiągnięcie coraz wyższych wartości temperatury spalin na wylocie z komór spalania do turbin. Wzrost dopuszczalnych temperatur dla łopatek kierownic i wirników turbin wykonanych z „klasycznych” metali żaroodpornych i żarowytrzymałych jest zasługą konstruktorów i technologów stosując coraz bardziej wyrafinowane sposoby ich chłodzenia (m. in. stosując wielootworowe rozprowadzenie powietrza chłodzącego po zewnętrznej powierzchni piór łopatek) a także stosując pokrycia zewnętrznych powierzchni piór izolującymi termicznie emaliami ceramicznymi. Ostatnio coraz częściej pojawiają się informacje o zastosowaniu na łopatki cermetali czy wręcz- związków chemicznych metali jak nikiel, chrom, tytan, aluminium oraz niob z pierwiastkami „ceramicznymi” jak np. krzem. Od dość dawna „zadomowiło” się odlewanie łopatek ze stopów żarowytrzymałych w postaci monokryształów oraz ograniczenie temperatury powietrza chłodzącego dostarczanego ze stopni wlotowych sprężarek – zastosowaniem chłodzi².

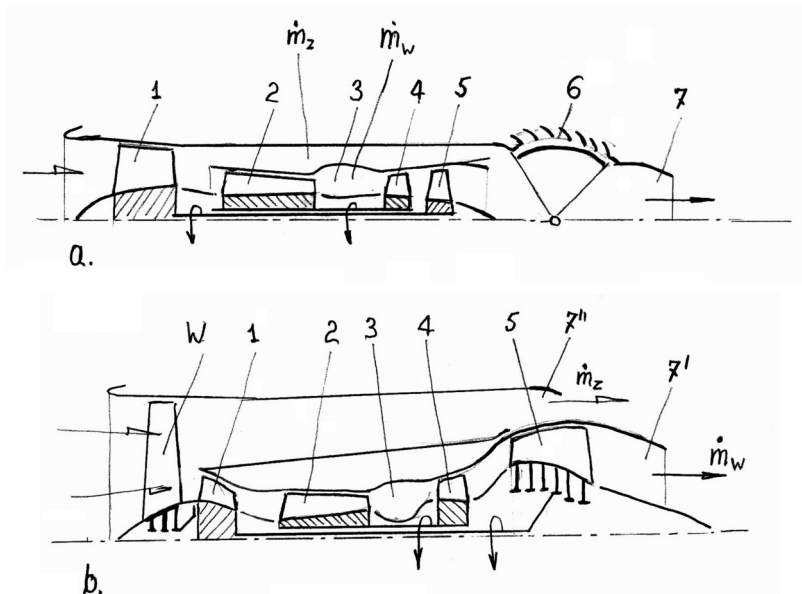


Rys. 2. Zależność sprężu π silnika i temperatury T spalin na wlocie turbin od roku wdrożenia silnika do produkcji

Powyższe doskonalenia silników turbinowych pozwoliły, po początkowych „skokowych” zmianach ich osiągnięć na przełomie lat 60-tych i 70-tych ub. w., na dalszy – już łagodny skutek w postaci zmniejszania masy silników i ich jednostkowego zużycia paliwa. Wyraźniejszy postęp w osiągnięciach silników odrzutowych zaznaczył się wraz z wdrażaniem silników dwuprzepływowych: początkowo w silnikach samolotów bojowych³, następnie w lotnictwie pasażerskim dalekiego zasięgu. W lotnictwie pasażerskim i transportowym, po początkowo „nieśmiałej” ilościowo dwuprzepływowości na poziomie $\dot{m}_z / \dot{m}_w \approx 1...2$ (2,5) i osiągnięciu jednostkowego zużycia od ok. 0,8 do ok. 0,5 kg/daNh, do radykalnie zmienionej konstrukcji (rys. 3.) wprowadzając wentylatorowe dwuprzepływowe silniki odrzutowe o stosunku natężeń przepływu, od ok. 4...5 w początku lat 80-tych ub. w. do obecnych 10 i więcej. Pozwoliło to zminimalizować zużycie paliwa do wartości $\sim 0,3$ kg/daNh.

² Bez użycia chłodziw, ilość powietrza ze stopni wylotowych sprężarki przeznaczanego na chłodzenie turbin sięgałaby 30% powietrza przepływającego przez kanał wytwornicy spalin silnika.

³ W zewnętrznych kanałach przepływowych tych silników strumień powietrza stanowił zaledwie (25...70)% strumienia płynącego przez kanał wewnętrzny. Stanowił on kompromis zmniejszenia zużycia paliwa, zwiększonego gabarytu poprzecznego silnika (ale i ciągu od dopalacza) oraz „rozmazania” śladu termicznego za samolotem – utrudniającego celne trafienie pocisku plot. naprowadzanego na podcierwień.



Rys. 3. Schemat dwuprzepływowych silników odrzutowych:

a – o małym stosunku natężeń przepływu \dot{m}_z / \dot{m}_w ;

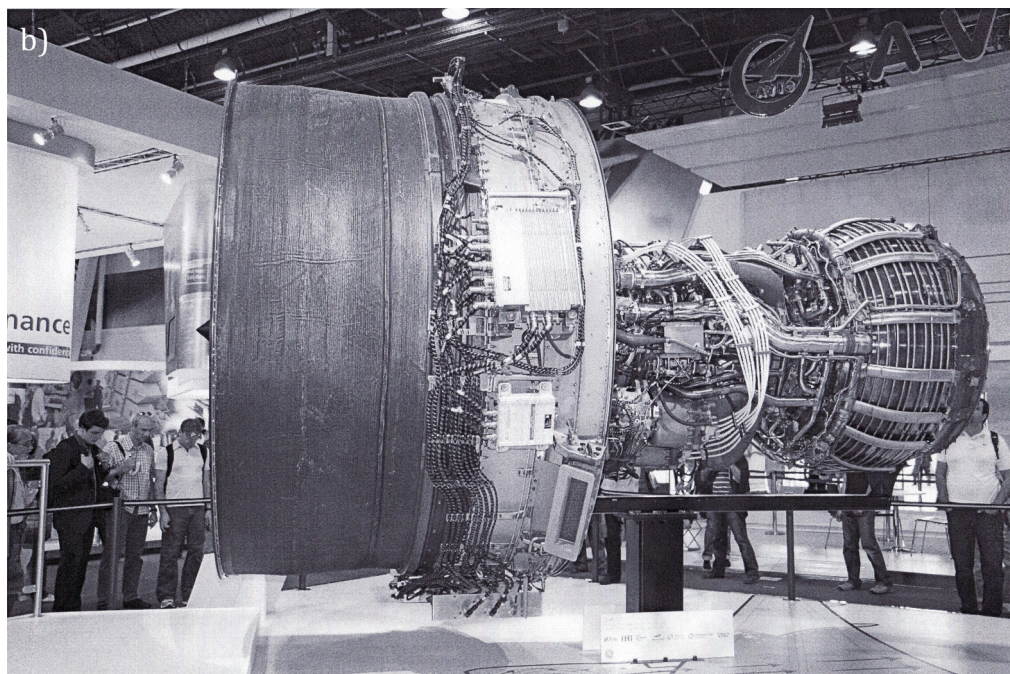
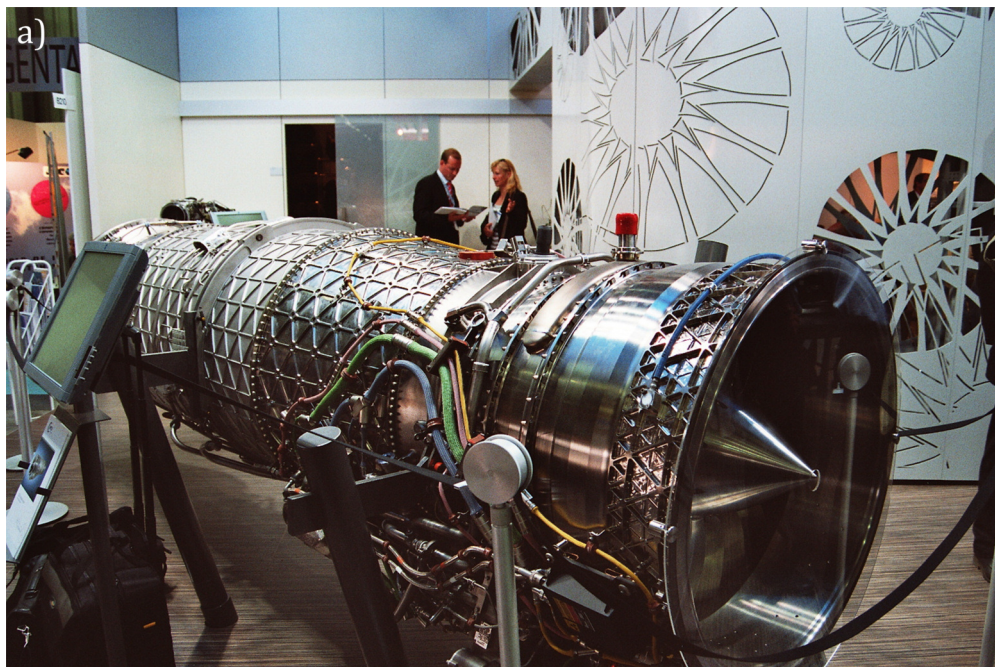
b – wentylatorowy o dużym stosunku natężeń przepływu

- 1 – zespół wentylatora i sprężarki niskiego ciśnienia, 2 – sprężarka wysokiego ciśnienia,
 3 – komora spalania, 4 – turbina napędu sprężarki wysokiego ciśnienia, 5 – turbina napędu wirnika niskiego ciśnienia, 6 – odwracacz ciągu, 7 – dysza wylotowa silnika, 7' – dysza wylotowa spalin,
 7'' – dysza wylotowa powietrza, W – wentylator

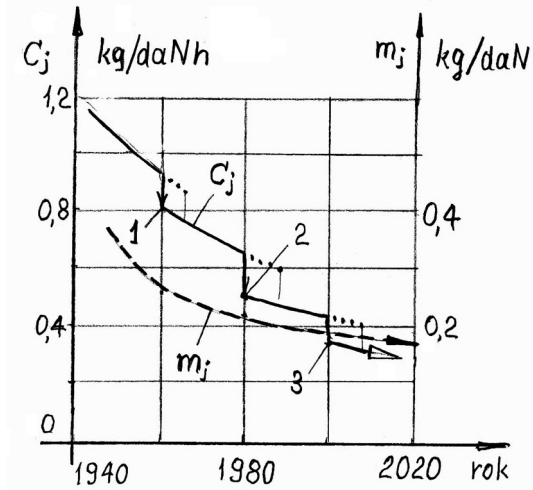
Ogromne koszty wytwarzania lotniczych silników turbinowych dla potrzeb lotnictwa transportowego i pasażerskiego „wymusiło” na producentach ukierunkowanie na produkcję wentylatorowych odrzutowych silników dwuprzepływowych o dużych i bardzo dużych ciągach – na początku ok. 10 000 daN a obecnie od ok. 20 000 daN do wartości przekraczających 33 000 daN. Przykładowe osiągi tej grupy silników – jak i silników wykorzystywanych w lotnictwie bojowym zestawiono w tabelach na końcu artykułu.

Na fot. 1 przytoczono zdjęcia silników starszej i nowej generacji – których wymiary warto ocenić na podstawie sylwetek ludzi widocznych w tle. Należy tu zwrócić uwagę na (wprost niewyobrażalne) natężenie przepływu powietrza pobieranego z atmosfery. Już od ćwierć wieku silniki wentylatorowe pobierały 300...500 (800) kg/s powietrza, a silniki współcześnie wdrażane do lotnictwa pasażerskiego już osiągają wartości bliskie 1400 kg/s (!). Ich podskrzydłowe zawieszanie na płatowcach niewątpliwie spowoduje podwyższoną skłonność do powstawania wiru wlotowego.

Opisane wyżej (i nie tylko) permanentne modyfikacje rozwiązań konstrukcyjnych, materiałowych, technologicznych i ... proporcji przepływowych wniosły zyski ekonomiczne w postaci zmniejszonego zużycia paliwa i masy silników oraz ich zwiększonej niezawodności i trwałości. Na rys. 4, z zachowaniem skali czasu jak na rys. 2, przedstawiono charakter i przebiegi osiągnięcia coraz to mniejszego jednostkowego zużycia paliwa (niemały wpływ wniosło, wprowadzone od początku lat 80-tych ubiegłego wieku systemu sterowania minimalnych luzów wierzchołkowych turbin, dostosowywanych na bieżąco podczas lotu samolotu) i mniejszej masy jednostkowej silników – to jest odnoszonej do ich maksymalnego ciągu przy ziemi.



Fot. 1. Dwuprzętlowy silnik odrzutowy
a – silnik samolotu bojowego, b – silnik wentylatorowy o dużym ciągu



Rys. 4. Zależność uśrednionych zmian jednostkowego zużycia paliwa c_j i masy jednostkowej m_j od roku wdrożenia silnika do produkcji.

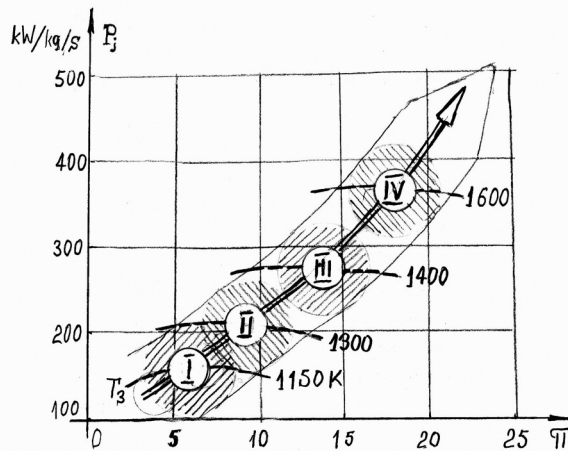
- 1 – wdrożenie dwuprzepływowości silników odrzutowych, 2 – wdrożenie silników wentylatorowych, 3 – wdrożenie silników wentylatorowych o dużym stopniu dwuprzepływowości

Śledząc rozwój turbinowych silników odrzutowych w aspekcie zyskiwanych wartości najważniejszych parametrów (π , T_s , \dot{m}_z / \dot{m}_w) użytkownicy wyróżniają pięć generacji silników. W tabeli 1 przedstawiono przedziały czasowe generacji i uzyskiwane wartości charakterystycznych parametrów oraz przewidywanych do uzyskania w szóstej generacji.

Tabela 1.

L.p.	Numer generacji	Lata	$T_3^*[K]$	π_s^*	π_w^*	\dot{m}_z / \dot{m}_w
1.	I	1940 - 1950	1000 - 1150	3 - 8	jednowirnikowe	0,0
2.	II	1950 - 1960	1150 - 1250	8 - 15	jednowirnikowe	0,0
3.	III	1960 - 1970	1250 - 1450	15 - 20	~ 2,4	< 2,5
4.	IV	1970 - 1985	1450 - 1650	25 - 35	~ 1,7	< 8,0
5.	V	1985 - 2005	1650 - 1900	32 - 52	~ 1,6	< 15,0
6.	VI	2005 - 2025	1900 - 2050	52 - 62	~ 1,3	< 30,0

Rozwój konstrukcji turbinowych silników śmigłowych i śmigłowcowych był (i jest) ściśle uzależniony od możliwości zwiększania sprężu silnika i temperatury spalin przed turbiną. Jest to utrudnione ze względu na znaczną miniaturyzację części tych silników – w porównaniu np. z wentylatorowymi silnikami odrzutowymi. Obserwacja (od przeszło pół wieku) rozwoju osiągnięć tych silników pozwoliła na wyróżnienie czterech generacji (rys. 5.).



Rys. 5. Zależność mocy jednostkowej P_j turbinowych silników śmigłowych (śmigłowcowych) od sprężu π i temperatury spalin T_3 przed turbiną I – silniki pierwszej generacji, II – silniki drugiej generacji, III – silniki trzeciej generacji, IV – silniki czwartej generacji

W I-iej generacji silników pracowały one przy temperaturach spalin $T_3 \approx 1150\text{K}$ i sprężu $\pi \approx 5...9$. Silniki tej generacji osiągały zużycie paliwa na poziomie $\sim 0,35\text{ kg/kWh}$, a moce jednostkowe (z jednego kg/s powietrza) $\sim 130...180\text{ kW/kg/s}$. W II-iej i III-iej generacji wzrost mocy jednostkowej i zmniejszanie jednostkowego zużycia paliwa osiągnano wzrostem sprężu do wartości $\pi \approx 13...16$ i temperatury spalin do 1500 K . Mając na względzie współczesny postęp w osiąganiu sprężu nawet $\pi \approx 20$ w sprężarkach osiowo-promieniowych, diagonalnych lub dwustopniowych promieniowych i możliwość wykorzystywania materiałów żarowytrzymałych w temperaturze $T_3 \uparrow 1700\text{ K}$ można się spodziewać, że IV generacja da szansę uzyskiwania mocy jednostkowych na poziomie 400 kW/kg/s przy jednostkowym zużyciu paliwa $\sim 0,25\text{ kg/kWh}$ – to jest o wartościach porównywalnych z uzyskiwanych w lotniczych silnikach tłokowych ostatniej wojny światowej – przy znacznie mniejszej masie i objętości gabarytowej silników turbinowych.

Dotychczasowe doświadczenia wskazują, że oprócz skokowych zmian w konstrukcji silników odrzutowych jak dwu- i trójwirnikowość, dwuprzepływowość, dopalacze i odwracacze ciągu czy oddzielna turbina napędowa w silnikach śmigłowych i śmigłowcowych, zachodzi permanentne doskonalenie ich konstrukcji i technologii wytwarzania części. Te doskonalenia to przede wszystkim wprowadzenie nowych materiałów (lżejszych, wytrzymalszych i żarowytrzymalszych) i ich pokryć ochronnych, odlewów o ukierunkowanej strukturze kryształów, czy wreszcie – wzajemny dobór pasowań części w zespoły tworzące wymienne moduły itd. i itp. Od początku lat 80-tych ub. w. wkraczają coraz bardziej zautomatyzowane systemy diagnostyczne. Wszelkie tu sygnalizowane udoskonalenia mają na celu zapewnienie, oprócz poprawy osiągnięć, coraz to dłuższych okresów międzyremontowych oraz ogólnej trwałości silników wyrażonych liczbą zużytych cykli i wypracowanych godzin - omal absolutnej ich niezawodności.

Tabela 2. Dane techniczne jednoprzepływowych turbinowych silników odrzutowych
Z M. – zakres maksymalny; Z D – zakres dopalania

Lp.	Wytwórnia (państwo)	Silnik / napędzany samolot	Ciąg		Jednostkowe zużycie paliwa		Masowe nateżenie przepływu całkowite	Spręż	Wymiary		Masa	Konfiguracja zespołów wirnikowych
			norm.	z dop.	Z M.	Z D.			średnica			
			[daN]	[%]	kg/daN*h	[%]			[mm]			
1		2	3	4	5	6	8	9	10	11	12	
1	WSK Rzeszów (Polska)	SO-3 TS-11	1 080	-	1,08	-	18	4,7	615	357	7A – 1	
2	WSK Rzeszów (Polska)	K-15 PZL I-22 Iryda	1 470	-	1,02	-	23	5,4	610	320	6A – 1	
3	WSK Rzeszów (Polska)	K-16 PZL I-22 Iryda	1 570	-	1,07	-	34	8,1	890	360	6A – 1	
4	Rolls-Royce (Wielka Brytania)	Viper 632-41M IAR-99C	1 780	-	1,01	-	27	5,8	624	376	8A – 2	
5	Lyulka (Rosja)	AL-21F3 SU-22M	7 600	144	0,88	215	104	14,6	1000	1700	14A – 3	
7	General Electric (USA)	J79-GE-19 F-16A/B	5 280	150	0,86	230	77	13,5	990	1740	17A – 3	
8	Pratt & Whitney (USA)	J58-P-4 SR-71	11 080	136	0,82	230	200	6,0	1450	2700	9A – 2	

Tabela 3. Dane techniczne dwuprzepływowych turbiniowych silników odrzutowych z dopalaczami
Z M. – zakres maksymalny; Z D – zakres dopalania

Lp.	Wytwórnia (państwo)	Silnik / napędzany samolot	Ciąg		Jednostkowe zużycie paliwa		Stosunek natężenia przepływu \dot{m}_z / \dot{m}_v	Masowe natężenie przepływu całkowite \dot{m}	Spręż π_C	Wymiary	Masa	Konfiguracja zespołów wirnikowych
			norm.	z dop.	Z M.	Z D.						
1		2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
1	Eurojet (europejski)	EJ200 EF 2000	6000	150	0,79	220	0,4	76,0	26,0	740	1035	3F – 5A – 1 – 1
2	Volvo Aero. Corp. (Szwecja)	RM12 JAS 39 Gripen	5400	150	0,80	225	0,28	68	27,2	850	1050	3F – 7A – 1 – 1
3	General Electric (USA)	F110-GE-129 F-16C/D Block 50	7570	185	-	-	0,76	120	-	1181	1805	3F – 9A – 2 – 1
4	General Electric (USA)	F404-GE-402 F/A-18C/D	5390	145	0,85	210	0,27	62,2	25,0	880	1035	3F – 7A – 1 – 1
5	Klimov (Rosja)	RD-33 MiG-29	5000	160	0,76	275	0,49	77,0	21,0	1040	1055	4F – 9A – 1 – 1
7	Pratt & Whitney (USA)	F100-PW-229 F-16C/D Block 52	7920	163	0,74	277	0,36	120,2	31,0	1180	1681	3 F- 10A – 2 – 2
8	Saturn (Ljulka) (Rosja)	AL-31F Su-27	7943	154	0,69	290	0,57	112,0	23,0	1220	1530	4F – 9A – 1 – 2
9	Snecma (Francja)	M53-P2 Mirage 2000-5	6430	148	0,89	270	0,35	86	9,8	1055	1500	3F – 5A – 2
11	Snecma (Francja)	M88-2 Rafale	4870	150	0,88	200	0,25	65	24,5	696	897	3F – 6A – 1 – 1

Tabela 4. Dane techniczne dwuprzepływowych turbinowych silników odrzutowych bez dopalaczy

Lp.	Wytwórnia (państwo)	Silnik / napędzany samolot	Ciąg [daN]	Jednostkowe zużycie paliwa C_j [kg/dan ^{1/2} h]	Masowe natężenie przepływu całkowite \dot{m} [kg/s]	Stosunek natężeń przepływów \dot{m}_z/\dot{m}_w [-]	Spręż π_C [-]	Wymiary		Masa [kg]	Konfiguracja zespołów wirnikowych
								[mm]	średnica		
1		2	3	4	5	6	7	4	5	9	SNC - SWC - TNC - TWC [liczba stopni]
1	Rolls-Royce (USA)	AE-3007 Embraer ERJ 135/140/145	3 370	0,40	96,6	5,0	23,0	1.105,0	717,1		1F-14A-2-3
2	General Electric (USA)	CF6 A330-200, A330, Boeing 767, 747	27 000	0,36	874,0	5,3	34,8	2.873,5	5.091,6		1F-3A-14A-2-5
3	General Electric; SNECMA	CFM56 E-3, E-6, KC-135R	9 780	0,36	370,0	6,0	24,7	1.830,0	2.139,0		1F-3A-9A-1-4
4	Aviadvigatel (Rosja)	D-30 Tu-154, Il-62M, Il-76	10 790	0,56	269,0	2,4	20,5	1.560,0	2.668,0		5F-11A-2-5
5	Williams (USA)	FJ-44 Cessna CJ1, Eviation EV-20	840	0,48	29,6	3,28	10,3	752,0	208,6		1F-1A-1R-1-2
7	General Electric (USA)	GE90 Boeing 777-200/200ER	33 550	0,29	1361,0	9,0	40	3944,0	7559,0		1F-3A-10A-6-2
8	Pratt & Whitney (Kanada)	PW-308 Raytheon Hawker Horizon	3 110	0,37	-	3,8	-	991,0	614,2		1F-4A-1R-2-3
9	Rolls-Royce (Wielka Brytania)	RB211 Boeing 747, A-380	33 430	0,41	1225,0	8,7	35,3	3944,0	6.271,0		1F-8A-6A-5-1-1
10	Kuzniecowa (Rosja)	NK-8 Tu-154	9910	0,68	232	1,02	10,8	1442	2100,0		2F-2A-6A-1-2

Tabela 5. Dane techniczne turbinowych silników śmigłowych i śmigłowcowych

Lp.	Wytwórnia (państwo)	Silnik / napędzany samolot	Moc		Jednostkowe zużycie paliwa		Masowe natężenie przepływu powietrza		Spręż	Masa	Konfiguracja zespołów wirnikowych
			[kW]		C_j	kg/kW*h	\dot{m}	[-]			
1		2	3	4	5	6	7	8			SA - SR - TNC - TWC
1	Honeywell (USA)	GARRET TPE331/ Merlin 3/4, Metro 2	630	0,51	3,5	10,3	160				2R - 3
2	Pratt & Whitney (Kanada)	PT6A-34/ Embraer Bandeirante EMB-111; Embraer Carajá; Frakes Mallard	580	0,58	3,1	-	154				3A - 1R - 1 - 1
3	Pratt & Whitney (Kanada)	PT6A-67D/ Raytheon Beech 1900D	890	0,54	4,5	10,8	242,2				4A - 1R - 1 - 2
4	Pratt & Whitney (Kanada)	PT125B/ Fokker 50	2100	0,28	-	14,4	480				1R - 1R - 1 - 1 - 2
5	Rolls-Royce (USA)	ALLISON 250-C20B/ Bell 206B, Eurocopter BO 105, TH-67	310	0,40	1,6	7,2	71,5				6A - 1R - 2 - 2
8	General Electric (USA)	CT7-8/ Sikorsky S-92	1 520	0,46	5,9	21,0	243,6				5A - 1R - 2 - 2
9	Walter (Czechy)	M601E/ King Air C90, Let L-410UVP-E/Piper Malibu	490	0,65	3,6	6,9	207,0				2A - 1R - 1 - 1
10	WSK PZL Rzeszów (Polska)	PZL-10W/ PZL W-3A SOKÓŁ	580	0,35	4,6	7,0	310,6				6A - 1R - 2 - 1
11	WSK PZL Rzeszów (Polska)	GTD-350/ Mi-2	290	0,41	2,2	6,1	135				6A - 1R - 2 - 1