

## BILANS ENERGETYCZNY WIRNIKÓW DWUPRZEPLYWOWYCH SILNIKÓW ODRZUTOWYCH

WŁODZIMIERZ BALICKI\*, PAWEŁ GŁOWACKI\*, † STEFAN SZCZECIŃSKI,  
ADAM KOZAKIEWICZ\*\*

\* Instytut Lotnictwa, Al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa

\*\*Wojskowa Akademia Techniczna, ul. Gen. Sylwestra Kaliskiego 2, 01-476 Warszawa

### Streszczenie

W artykule przybliżono problematykę bilansowania procesów energetycznych turbinowych silników odrzutowych pracujących w lotniczych zespołach napędowych dla potrzeb analizy i oceny podstawowych parametrów pracy. Przedstawiono – rzadko podejmowany w literaturze specjalistycznej w i programach nauczania – problem ogromnych energii niezbędnych do napędu wentylatorów i sprężarek największych współczesnych dwuprzepływowych turbinowych silników odrzutowych wykorzystywanych powszechnie w lotnictwie dalekiego zasięgu. Na podstawie prostego modelu obliczeniowego oceniono wartości przenoszonych mocy oraz wpływ parametrów przepływowych i cech konstrukcyjnych silników na ich osiągi i sprawność efektywną. Moce potrzebne do napędu wentylatorów największych obecnie używanych silników sięgają 70 MW, a momenty przenoszone przez wały łączące turbiny z wentylatorami mogą – w warunkach startowych – sięgać 70 000 Nm.

Słowa kluczowe: napędy lotnicze, turbinowe silniki odrzutowe, sprężarki osiowe, bilans energii

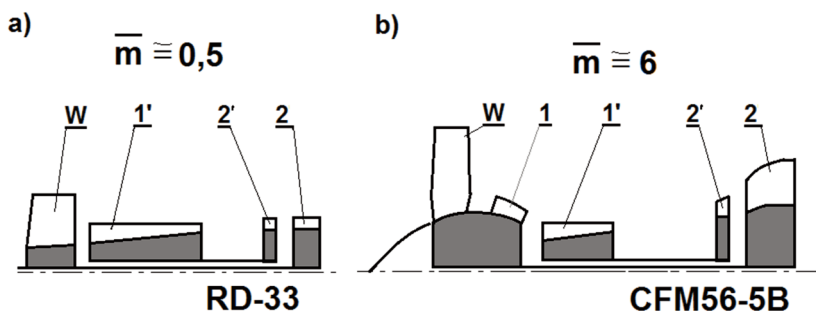
### 1. WPROWADZENIE.

#### UKŁADY KONSTRUKCYJNE WIRNIKÓW SILNIKÓW DWUPRZEPLYWOWYCH

Konieczność wykorzystywania w samolotach pasażerskich i transportowych o coraz większej masie startowej silników odrzutowych bardzo dużych ciągów, zmusza do poszukiwania sposobów modernizacji dwuprzepływowych, wentylatorowych silników odrzutowych, już od dawna stosowanych jako napęd w tym rodzaju lotnictwa. Modyfikacje te zmierzają do dalszej redukcji zużycia paliwa, zawartości dwutlenku węgla i toksyn w spalinach oraz natężenia hałasu podczas pracy silników. Powyższe cele osiąga się bez naruszenia struktury kanałów przepływowych powietrza i spalin w silnikach, modyfikując m.in. wentylatory, sprężarki i turbiny aby uzyskiwać coraz wyższe sprawności tych zespołów i silników jako całości. Aktualnie obserwuje się ewolucyjny postęp (metodą „małych kroków”) w ograniczaniu strat przepływowych wentylatorów, sprężarek i turbin, modyfikacjach procesów przygotowania mieszanki palnej i zmniejszaniu strat cieplnych w komorach spalania, a przede wszystkim w zwiększaniu stopnia dwuprzepływowości. Rozbudowa wentylatorów, które w dużych silnikach „wytwarzają” ponad 80% ciągu prowadzi do poszukiwania takiej konstrukcji zespołów wirnikowych wentylatorów i napędzających je turbin, aby mogły one współdziałać w optymalnych dla nich zakresach.

Obserwuje się tendencję do zwiększania ciągów silników. O ile pierwsze turbinowe silniki odrzutowe z czasów drugiej wojny światowej (jeszcze jednaprzepływowe) osiągały ciągi ok. 900 daN, przy natężeniach przepływu powietrza nie przekraczających 20 kg/s, to ciągi współcześnie wdrażanych do użytkowania odrzutowych silników wentylatorowych przekraczają 33 000 daN, a natężenia przepływu powietrza 1300 kg/s. Brakuje publikowanych danych dotyczących wzrostu mocy niezbędnej do napędu sprężarek, a zwłaszcza wentylatorów tego typu silników. Wynika stąd potrzeba oceny wartości mocy niezbędnych do pracy wentylatorów i sprężarek oraz sposobów uzyskiwania mocy rozporządzalnych turbin napędowych.

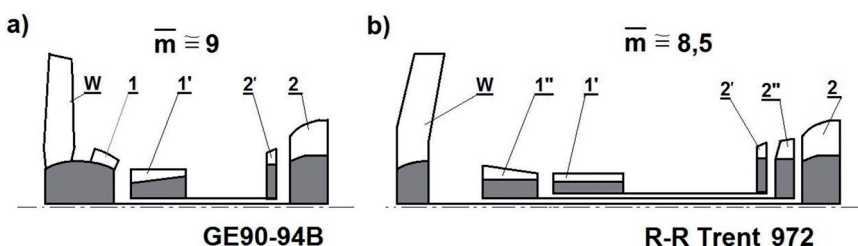
Na rysunku 1 przedstawiono zespoły wirnikowe w układach charakterystycznych dla silników „klasycznych” o małym stopniu dwuprzepływowości oraz wentylatorowych o dużym stopniu dwuprzepływowości. W silnikach stanowiących napęd samolotów bojowych współcześnie omal powszechnie stosuje się układy według rysunku 1a. W konstrukcjach tych obowiązuje zasada minimalnego pola przekroju poprzecznego silnika. Niewielki stopień dwuprzepływowości  $\bar{m} < 1$  pozwala uzyskać zadawalająco umiarkowane zużycie paliwa, wpływając korzystnie na zasięg misji bojowych – przy jednoczesnym obniżeniu temperatury strumienia spalin wylotowych – utrudniającym trafienie nieprzyjacielskich pocisków rakietowych sterowanych na źródło promieniowania cieplnego.



Rys. 1. Porównawcze szkice zespołów wirnikowych silników dwuprzepływowych:

a) o małym stopniu dwuprzepływowości  $\bar{m}$ , b) o średnim stopniu dwuprzepływowości: W – wentylator; 1, 1' – sprężarka niskiego i wysokiego ciśnienia; 2, 2' – turbina niskiego i wysokiego ciśnienia [Balicki, 2014]

Odrzutowe silniki wentylatorowe od blisko trzydziestu lat są z powodzeniem stosowane w lotnictwie pasażerskim i transportowym dalekiego zasięgu – przede wszystkim ze względu na ich niewielkie jednostkowe zużycie paliwa. Wyparły one poprzednio używane silniki jednaprzepływowe.



Rys. 2. Szkice zespołów wirnikowych silników wentylatorowych o dużym stopniu

dwuprzepływowości  $\bar{m}$ : a) silnik dwuwirnikowy, b) silnik trójwirnikowy; W – wentylator, 1, 1' – sprężarka niskiego/wysokiego ciśnienia, 2, 2' – turbina niskiego/wysokiego ciśnienia, 1'', 2'' – sprężarka i turbina pośredniego ciśnienia. [Balicki, 2014]

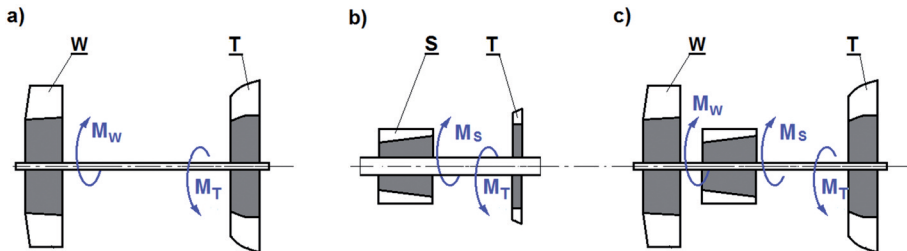
Na rysunku 2 przedstawiono szkice układów wirnikowych silników wentylatorowych najnowszej generacji o bardzo wysokim stopniu dwuprzeływowości, przeznaczonych do napędu samolotów dalekiego zasięgu o największych masach startowych.

Konstrukcje, których układy wirnikowe tu przedstawiono, zostały opracowane i wdrożone do produkcji przez przodujące w świecie firmy: amerykańską General Electric oraz europejską Rolls-Royce. Silniki GE mają konstrukcję dwuwirnikową, a silniki RR – trójwirnikową. Ich osiągi są porównywalne tak pod względem uzyskiwanego ciągu jak i jednostkowego zużycia paliwa przy podobnym natężeniu przepływu powietrza i stopniu dwuprzeływowości.

Aby uzyskać możliwie maksymalne sprawności zespołu wirnikowego dąży się do zbliżenia optymalnych prędkości obrotowych sprężarek i wentylatorów do optymalnych prędkości obrotowych napędzających je turbin. Wynika stąd konieczność stosowania zespołów wielowirnikowych: turbina wysokiego ciśnienia napędza sprężarkę wysokiego ciśnienia (obracającą się zwykle z większą prędkością), a turbina niskiego ciśnienia stanowi niezależny napęd wirnika wentylatora lub wentylatora i kilku stopni sprężarki niskiego ciśnienia (por. rys. 2 i rys. 3). Korzystne rezultaty daje też odbieranie energii spalin i przekazywanie jej na wentylator. Ciąg uzyskany w ten sposób jest większy, niż w rozwiązaniu (silnik o niskim stopniu dwuprzeływowości), w którym energia spalin opuszczających dyszę wylotową jest większa.

Turbiny napędzające wentylatory o dużych średnicach składają się z kilku stopni:

- 4 stopnie w silniku CFM-56 o sprężu  $\pi \cong 25$
- 5 stopni w silniku Trent o sprężu  $\pi = 35$
- 6 stopni w silniku GE90 o sprężu  $\pi = 40$



Rys. 3. Schematy przekazywania momentu napędowego turbiny ( $M_T$ ) do wentylatora i sprężarki: W – wentylator, S – sprężarka, T – turbina [Balicki, 2014]

## 2. MODEL OBLICZENIOWY

Do oceny wartości mocy niezbędnej do napędu wentylatora i sprężarek, oraz mocy rozporządzałnej ich turbin przydatna jest analiza zależności służących do wyznaczania mocy tych maszyn zawarta w wielu opracowaniach specjalistycznych (np. [1, 2, 3, 4, 6, 7, 8, 9]).

Bilans mocy niezbędnej  $P_n$  i mocy rozporządzałnej  $P_T$  w wirniku, z pominięciem tarcia i mocy potrzebnej do napędu agregatów (których udział jest znikomy), można przedstawić – zależnie od przyjętego układu konstrukcyjnego wirników (rys. 3) – następująco:

$$P_n = P_w \text{ lub } P_n = P_s \text{ albo } P_n = P_w + P_s \quad (1)$$

ale

$$P_n = P_T$$

więc ostatecznie:

$$P_T = P_w \quad (2)$$

$$\text{lub } P_T = P_s \text{ albo } P_T = P_w + P_s$$

gdzie indeksami oznaczono: T – turbinę, W – wentylator, S – sprężarkę

Moc niezbędną do napędu wentylatora można wyrazić zależnością:

$$P_w = \dot{m}_w \cdot \frac{k_w}{k_w - 1} \cdot R_w \cdot T_H \cdot \left[ \left( \pi_w \right)^{\frac{k_w - 1}{k_w}} - 1 \right] \cdot \frac{1}{\eta_w} \quad (3)$$

Moc niezbędną do napędu sprężarki – zależnością:

$$P_s = \dot{m}_s \cdot \frac{k_s}{k_s - 1} \cdot R_s \cdot T_1 \cdot \left[ \left( \pi_s \right)^{\frac{k_s - 1}{k_s}} - 1 \right] \cdot \frac{1}{\eta_s} \quad (4)$$

Moc rozporządzalną turbiny napędowej wentylatora, sprężarki lub obu tych maszyn na wspólnym wirniku – zależnością:

$$P_T = \dot{m}_T \cdot \frac{k_T}{k_T - 1} \cdot R_T \cdot T_T \cdot \left[ 1 - \left( \frac{1}{\pi_T} \right)^{\frac{k_T - 1}{k_T}} \right] \cdot \eta_T \quad (5)$$

Pomijając natężenie przepływu paliwa do komory spalania – stanowiące ok. 2% masowego natężenia przepływu powietrza przez sprężarkę – natężenia przepływu powietrza i spalin danego zespołu w kanałach przepływowych silnika wewnętrznym *I* i zewnętrznym *II* będą równe:

$$\dot{m}_s = \dot{m}_T = \dot{m}_I$$

$$\dot{m}_w = \dot{m}_I + \dot{m}_{II}$$

Do wstępnych ocen liczbowych wartości mocy  $P_w$ ,  $P_s$  oraz  $P_T$  można się posłużyć wzorami przybliżonymi, przyjmując przeciętne wartości parametrów i współczynników:

$k_s = k_w = 1,4$  – wykładniki izentrop dla powietrza;

$k_T \cong 1,33$  – wykładnik izentropy dla spalin;

$R_s = R_w \cong R_T \cong 287$  [J/kg\*K] – indywidualne stałe gazowe powietrza ( $R_s$  i  $R_w$ ) i spalin ( $R_T$ );

$\pi_w \cong 1,6$  – przeciętna wartość sprężu wentylatora (zakładana przez konstruktora);

$\pi_s = \pi_{SN} = \pi_{SW} = 20 \dots 50$  – dobierana przez konstruktora wartość całkowita sprężu zespołu sprężarki z podziałem na sprężarkę niskiego i wysokiego ciśnienia;

$\pi_T = P_w / P_{wył}$  – stosunek ciśnień w turbinie napędowej (tzw. rozpręż);

$\eta_w = \eta_s \approx 0,88$  – przeciętne wartości sprawności wentylatorów i sprężarek (dla zakresu startowego na ziemi);

$\eta_T \approx 0,91$  – przeciętne wartości sprawności turbin (dla zakresu startowego na ziemi);

Po uwzględnieniu powyższych założeń wzory (3), (4) i (5) redukują się do postaci:

$$P_w = 1141 \cdot \dot{m}_w \cdot T_H \cdot \left[ \left( \pi_w \right)^{0,2857} - 1 \right] \quad (3a)$$

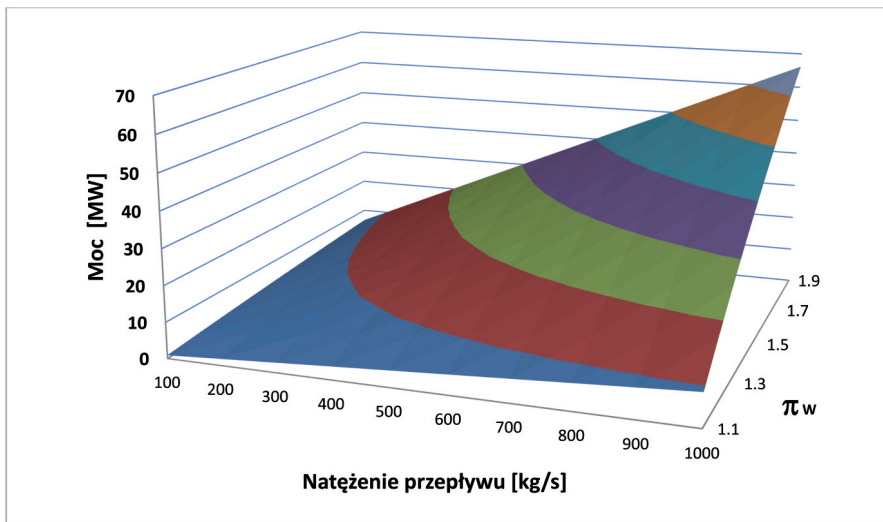
$$P_s = 1141 \cdot \dot{m}_s \cdot T_1 \cdot \left[ \left( \pi_s \right)^{0,2857} - 1 \right] \quad (4a)$$

$$P_T = 1052 \cdot \dot{m}_T \cdot T_T \cdot \left[ 1 - \left( \frac{1}{\pi_T} \right)^{0,248} \right] \quad (5a)$$

Temperatury (powietrza lub spalin) występujące w powyższych równaniach dotyczą wartości we wlotach do danej maszyny wirnikowej. Temperatura we wlocie wentylatora zależy od warunków klimatycznych (temperatury w otoczeniu  $T_H$ ) oraz od prędkości  $V$  i wysokości  $H$  lotu samolotu. Te same czynniki mają wpływ na masowe natężenie przepływu powietrza przez wentylator  $\dot{m}_w$  i cały silnik, co wynika ze zmian gęstości powietrza  $\rho$ . Wentylator, jak każda maszyna przepływowa, wymusza przepływ objętościowy, a więc masowe natężenie przepływu zależy – przy ustalonym wydatku  $I\&$  – od gęstości  $\rho$ . Obowiązuje więc zależność:

$$\dot{m}_w = I\& \cdot \rho(p_H^*, T_H^*) \quad (6)$$

W dwuprzepływowych wentylatorowych silnikach odrzutowych o wysokim stopniu dwuprzepływowości największym „odbiornikiem” mocy z turbiny jest wentylator. Moc niezbędna do napędu wentylatora dużego silnika (rys. 4) dla zakresu startowego w normalnych warunkach otoczenia może sięgać nawet 70 MW (dla porównania: moc turbogeneratorów elektrowni w Pruszkowie wynosi 9 MW, w Siedlcach 14,6 MW, a na Żeraniu w Warszawie 350 MW).



Rys. 4. Zależność mocy niezbędnej do napędu wentylatora od jego sprężu  $\pi_w$  i masowego natężenia przepływu powietrza (o temperaturze 288K) [Kozakiewicz, 2014]

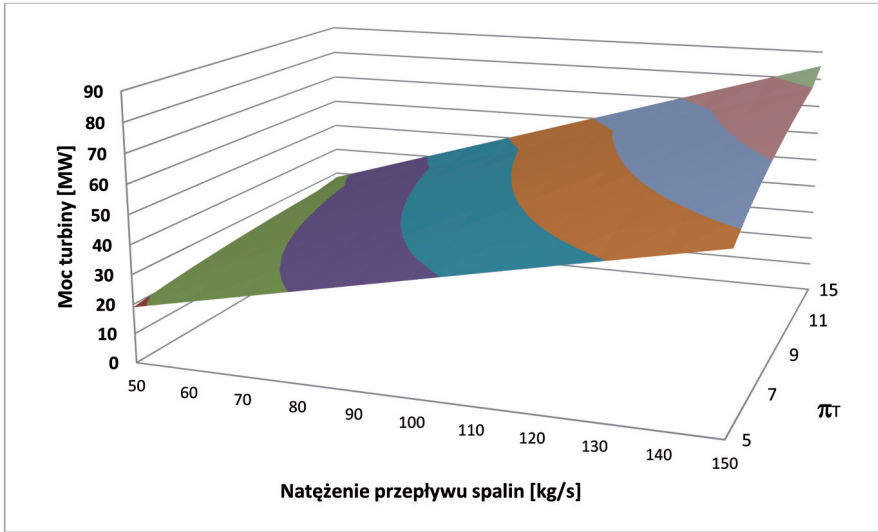
### 3. WYNIKI OBLICZEŃ

Na rysunku 5 przedstawiono zależność mocy turbiny  $P_T$  od stosunku ciśnień na jej stopniach  $\pi_T$  dla różnych natężeń przepływu spalin  $\dot{m}_T$ , przy ustalonej (średniej) temperaturze spalin we wlocie do rozważanego zespołu wirnikowego.

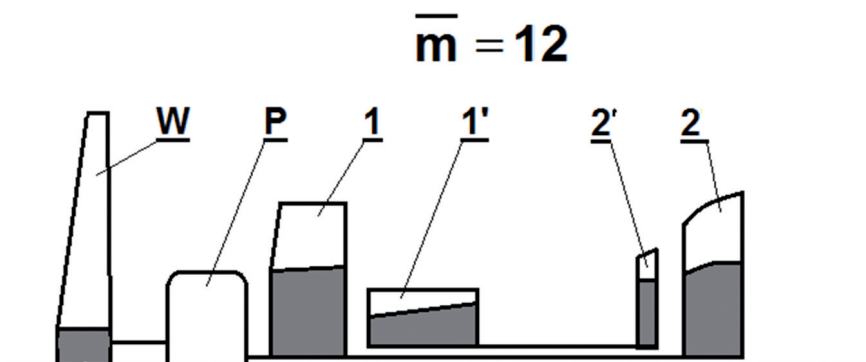
Wykresy te przedstawiono w celu ilościowej oceny wpływu głównych czynników na moc niezbędną i rozporządzalną bilansującą się w każdym zespole wirnikowym. Ich szczegółowa analiza dla konkretnych silników umożliwia wybór parametrów termodynamiczno-przepływowych możliwych do osiągnięcia w przyjętej koncepcji układu konstrukcyjnego wirników silnika – także liczby stopni (a co za tym idzie stosunku ciśnień) turbiny, temperatury spalin na wlocie do turbiny napędzającej wentylator.

Natężenia przepływu przez kanały wewnętrzne silników wentylatorowych są blisko dwukrotnie większe, niż występujące w silnikach samolotów bojowych, przy porównywalnych prędkościach obrotowych ich wirników.

Z tego wynika, że niezbędne momenty obrotowe we współczesnych silnikach wentylatorowych blisko dwukrotnie przekraczają analogiczne wielkości dla silników samolotów bojowych. Momenty obrotowe w wałach łączących wentylatory z turbinami, z powodu dużych wartości mocy niezbędnej do napędu i blisko trzykrotnie mniejszej prędkości obrotowej niż wirniki wysokiego ciśnienia, są nawet trzydziestokrotnie (!) większe. W silnikach Trent, czy GE-90 osiągają wartości rzędu 7000 daNm.



Rys. 5. Zależność mocy rozporządzalnej  $P_T$  turbiny napędowej wentylatora od stosunku ciśnień  $\pi_T$  oraz masowego natężenia przepływu spalin [Kozakiewicz, 2014]



Rys. 6. Schemat zespołów wirnikowych silnika P&W 1124G typu GTF z wentylatorem napędzającym poprzez przekładnię redukcyjną: W – wentylator, P – przekładnia redukcyjna; 1, 1' – sprężarki niskiego i wysokiego ciśnienia, 2 – turbina napędzająca wentylator i sprężarkę niskiego ciśnienia, 2' – turbina napędzająca sprężarkę wysokiego ciśnienia [Balicki, 2014]

Jest to PW 1519/21/24G o ciągu ( $85\text{kN} \div 107\text{kN}$ ) przeznaczony do napędu mających wejść do eksploatacji w roku 2015 samolotów Bombardier C100 i C300.

Wydaje się jednak, że dla silników o ciągach powyżej 300 kN, stosowanych w dużych samolotach pasażerskich lub transportowych, ze względu na znaczne wartości przenoszonych momentów obrotowych, będzie potrzebna zastosowania dużej gabarytowo i ciężkiej przekładni redukcyjnej, co zapewne odsunie w czasie powstanie zespołu napędowego tego typu.

Tak wielkie wartości przenoszonych momentów obrotowych stanowią istotną przeszkodę w realizacji koncepcji silników, w których zarówno wentylator jak i napędzająca go turbina pracowałyby z optymalnymi dla nich prędkościami obrotowymi.

Schemat takiego silnika z przekładnią redukcyjną przedstawiono na rysunku 6. Wentylator jak i napędzająca go turbina – każde z nich – pracują z optymalnymi dla nich prędkościami obrotowymi. Silnik o takiej konstrukcji, tzw. GTF (ang. *geared turbo fan*) z przekładnią o przełożeniu około 3:1 certyfikowano w 2013 r.

#### 4. UWAGI I WNIOSKI

Ogromne obciążenia przenoszone przez wały łączące wentylatory silników odrzutowych z napędzającymi je turbinami mogą być przyczyną ich uszkodzeń prowadzących do awarii silnika i nierzadko do katastrofy samolotu. Przykładami takich zdarzeń są:

- katastrofa samolotu IŁ-62 „Kopernik” PLL-LOT dn.14.03.1980r, której przyczyną było ukręcenie wału łączącego turbinę niskiego ciśnienia z wentylatorem silnika NK-8 wskutek zmęczenia materiału w miejscu, gdzie w wyniku nieodpowiedniej obróbki skrawaniem powstał karb [10];
- katastrofa samolotu IŁ-62 „Kościszko” PLL-LOT dn. 9.05.1987r, której przyczyną było również ukręcenie wału łączącego turbinę niskiego ciśnienia z wentylatorem silnika D-30 KU – stało się to wskutek następującego łańcucha zdarzeń: w zacierającym się łożysku umieszczonym pomiędzy wałami wirników niskiego i wysokiego ciśnienia powstał nadmierny luz (wytarły się wałeczki), uszczelnienie labiryntowe na jednym z wałów zaczęło przycierać o drugi wał – wskutek tego tarcia wydzieliło się ciepło, które tak podniosło temperaturę materiału, że drastycznie spadła jego wytrzymałość w tym przekroju [11];
- awaria silnika R-R Trent 900 samolotu Airbus 380 linii Qantas dn. 4.11.2010; rozerwanie turbiny stopnia pośredniego wskutek ukręcenia wału łączącego turbinę ze sprężarką; wał został przegrzany dlatego, że powstał lokalny pożar spowodowany wyciekami oleju z pękniętej rurki przebiegającej w pobliżu komory spalania.

Problem ograniczania maksymalnego momentu przenoszonego przez wirniki silników turbinowych jest od dawna znany konstruktorom układów sterowania. W silnikach śmigłowych i śmigłowcowych stosuje się podzespoły umożliwiające bezpośredni pomiar tego momentu – najczęściej umieszczone w przekładniach redukcyjnych. Układy sterowania tych silników zawierają ograniczniki zmniejszające dopływ paliwa do komory spalania w przypadku przekroczenia dopuszczalnych wartości momentu. W silnikach odrzutowych, gdzie pomiar momentu skręcającego wał nie jest możliwy, stosuje się najczęściej rozwiązanie pośrednie wprowadzając ograniczenie maksymalnego przepływu paliwa do komory spalania, czyli inaczej ograniczenie maksymalnej mocy turbiny silnika. Jest ono przydatne wtedy, gdy ciśnienie powietrza we wlocie do silnika osiąga maksymalne wartości (np. lot samolotu z maksymalną prędkością na niskim pułapie w warunkach zimowych). W niektórych silnikach stosuje się również układy szybkiego odcinania dopływu paliwa do komory spalania w przypadku „utruty więzi” turbiny ze sprężarką, czy wentylatorem (ukręcenie wału łączącego).

Doskonalenie modeli obliczeniowych dotyczących przedstawionego zagadnienia jest tym bardziej uzasadnione, że badania współczesnych konstrukcji turbin i wentylatorów dużych silników w skali

naturalnej napotyka trudności wynikające z zapotrzebowania na bardzo duże moce. Wykonuje się zatem próby na pomniejszonych modelach tych zespołów albo – na etapie badań konstruktorskich – zastępuje się wentylator istniejącego silnika nowym, prototypowym wentylatorem, wykorzystując w ten sposób sprężarkę, komorę spalania i turbinę o znanych charakterystykach.

## BIBLIOGRAFIA

- [1] Balicki W., Chachurski R., Głowacki P., Kawalec K., Kozakiewicz A., Pągowski Z., Szczeciński J. i Szczeciński S., 2010, *Lotnicze silniki turbinowe. Konstrukcja-Eksploatacja-Diagnostyka*, cz. 1 i cz. 2, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa, s. 428 i s. 460.
- [2] Chachurski R. i Gapski M., 2011, *Modelowanie turbinowych silników odrzutowych w środowisku GasTurb na przykładzie silnika K-15*, Transactions of the Institute of Aviation, (213), s. 204.
- [3] Dzygadlo Z., Łyżwiński M., Otyś J., Szczeciński S. i Wiatrek R., 1982, *Napędy lotnicze – Zespoły wirnikowe silników turbinowych*, WKiŁ, Warszawa, s. 510.
- [4] Korczewski Z., 1999, *Identyfikacja procesów gazodynamicznych w zespole sprężarkowym okrętowego turbinowego silnika spalinowego dla potrzeb diagnostyki*, Wydawnictwo Akademii Marynarki Wojennej, Gdynia.
- [5] Lindstedt P. i Gola K., 2011, *Basis of method for the evaluation of engine regulation condition in variable environment*, Journal of KONBiN **1**(17).
- [6] Muszyński M. i Orkisz M., 1997, *Modelowanie turbinowych silników odrzutowych*, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa, s. 258.
- [7] Pawlak W. I., 2011, *Turbinowy silnik odrzutowy. Elementy symulacji, sterowania i monitorowania*, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa, s. 234.
- [8] Szczeciński S. i Balicki W., 2005, *Vibration of Turbine Engines as the Criterion of Production Quality of Rotor Assemblies and their Current Technical State.*, Transactions of the Institute of Aviation, (183), s. 118
- [9] Tuliszcza E., 1997, *Sprężarki, dmuchawy i wentylatory*, Wydawnictwo Naukowo – Techniczne, Warszawa, s. 828.
- [10] Szczeciński S., 2009, *Awaria silnika NK-8 będąca bezpośrednią przyczyną katastrofy samolotu Il-62 w dniu 14 marca 1980 roku na Okęciu*, Prace Instytutu Lotnictwa, **4** (199), s. 158-160.
- [11] Szczeciński S., 2009, *Awaria silnika D-30KU będąca bezpośrednią przyczyną katastrofy samolotu Il-62M w dniu 05 maja 1987 roku w Lesie Kabackim*, Prace Instytutu Lotnictwa, **4** (199), s. 161-164.

## THE ROTORS ENERGY BALANCE IN TURBOFAN JET ENGINES

### Abstract

The article presents problems of energy balancing processes in the turbine jet engines that work in aircraft propulsion units and its influence on analysis and evaluation of basic operating parameters. The paper describes the problem – which is rarely discussed in the specialist literature and in school curricula – of huge amounts of energy required to drive the fan and compressor of huge modern turbofan jet engines which are widely used in long-range aviation. On the basis of a simple calculation model, the value of transmitted power as well as the influence of flow parameters and the design characteristics of engines on their performance and efficiency have been estimated. Powers needed for propulsion of the fans at the biggest engines that are currently in use are up to 70 MW, while torques on shafts connecting turbines with fans can reach up to 70,000 Nm at take-off conditions.

Keywords: aircraft power plants, turbine jet engines, axial compressors, energy balance.