



SILNIKI SPALINOWE

COMBUSTION ENGINES

Czasopismo naukowe
Scientific Magazine

Nr 4/2006 (127)

Grudzień 2006

Rok XLVI

PL ISSN 0138-0346

Wydawca/Editor:

**Polskie Towarzystwo Naukowe
Silników Spalinowych**

43-300 Bielsko-Biała, ul. Sarni Stok 93, Polska
tel.: 0-33 8130402, fax: 0-33 8125038
E-mail: sekretariat@ptnss.pl
WebSite: <http://www.ptnss.pl>

Rada Programowa/Scientific Board:

prof. dr hab. inż. Maciej Sobieszcański – przewodniczący

prof. dr inż. Bernard Challen
prof. dr hab. inż. Zdzisław Chłopek
prof. dr hab. inż. Karol Cupiał
prof. dr hab. inż. Kazimierz Lejda
prof. dr hab. inż. Jerzy Merkisz
prof. dr hab. inż. Janusz Mysłowski
prof. dr hab. inż. Andrzej Niewczas
prof. dr hab. inż. Marek Orkisz
prof. dr hab. inż. Leszek Piaseczny
prof. dr inż. Stefan Pischinger
prof. dr hab. inż. Piotr Wolański
prof. dr hab. inż. Mirosław Wyszynski

Redakcja/Editorial Office:

Instytut Silników Spalinowych i Transportu
Politechnika Poznańska
60-965 Poznań, ul. Piotrowo 3
tel.: 0-61 6652207, 0-61 6652240, 0-61 6652118
E-mail: silniki@ptnss.pl

Zespół redakcyjny/Editorial Staff:

dr hab. inż. Krzysztof Wisłocki
(redaktor naczelny/Editor-in-Chief)
dr inż. Ireneusz Pielecha
dr inż. Marek Brzeżański
dr inż. Jacek Pielecha

Współpraca/Cooperation:

prof. dr hab. inż. Marek Orkisz

Od Redakcji

Dotychczas w naszym Kwartalniku publikowane były prace dotyczące silników spalinowych tłokowych. Dotyczyły one przede wszystkim silników czterosurowych, szybkoobrotowych, w większości przeznaczonych do napędu pojazdów. W dwóch zeszytach: 1/2004 (118) i 3/2006 (126) znalazły się szczegółowe opracowania dotyczące dwusurowych, wolnoobrotowych silników okrętowych. Te rodzaje konstrukcji nie wyczerpują jednak pojęcia silników spalinowych.

Inną grupę silników spalinowych stanowią silniki przepływowe, turbinowe. Aktualny numer poświęcamy tego rodzaju silnikom w odniesieniu do napędu samolotów. Zasadniczą różnicą w stosunku do silników tłokowych jest ciągły, a nie cykliczny charakter pracy. Niesie to ze sobą zupełnie inne właściwości użytkowe, inne charakterystyki napędowe i inny sposób oceny konstrukcji. Także problemy konstrukcyjne i technologiczne są trudno porównywalne. Podstawowe podobieństwa obu rodzajów silników wynikają z dwóch ich cech. Po pierwsze z wykorzystania procesu spalania paliw węglowodorowych (ciekłych i gazowych) do uzyskania energii cieplnej, którą zamienia się w układzie mechanicznym na pracę użyteczną; po drugie zaś – z ich stosowania do napędu pojazdów (lądowych, wodnych, powietrznych).

Trudno jednoznacznie przesądzać o dalszych kierunkach rozwoju źródeł napędu pojazdów. Silnik tłokowy przeżywa dynamiczny rozwój, mimo swojej przeszło 200-letniej historii (silnik gazowy Izaaka de Rivaza, 1800 r.). Pojęcie turbiny jest o ok. 50 lat młodsze (Francis James Bicheno, 1849 r.), a turbina spalinowa, inaczej silnik spalinowy przepływowy został opatentowany w 1898 r. (Irgens Paul Henningsen), ale dopiero w 1939 r. firma Brown Boveri zbudowała poprawnie działający spalinowy silnik turbinowy, co stało się przełomem w ich rozwoju i upowszechnieniu. Koncepcje praktycznego zastosowania turbiny spalinowej do napędu pojazdów samochodowych pojawiły się jednak dużo później (Rover, 1950 r.).

Znane cechy silników turbinowych: duża prędkość obrotowa, duża koncentracja mocy, małe wymiary i korzystna wartość masy jednostkowej, ale jednocześnie mniejsza sprawność, duża hałaśliwość i znaczna temperatura spalin powodują, że współcześnie są one głównie wykorzystywane do napędu samolotów oraz w zastosowaniach stacjonarnych i energetycznych.

Redakcja
Kwartalnika Silniki Spalinowe

Spis treści/Contents:

Od Redakcji 1

Konstrukcja/Design*T. Opara: Historia i tendencje rozwojowe napędów lotniczych/ History and future of turbine aircraft engines* 3*P. Wygonik: Kryteria doboru parametrów silnika turbinowego do samolotu wielozadaniowego/Selection criteria of turbine engine parameters for multi-purpose aircraft* 19**Badania/Research***S. Antas: Wyznaczanie parametrów i osiągnięć silników śmigłowych oraz śmigłowcowych w przypadku modyfikacji przez zmianę temperatury spalin/Determination of performance and parameters for turboprop and turboshaft engine for modification through change of gas temperature before turbine*..... 34*R. Jakubowski, A. Konieczny, M. Orkisz, Z. Siekierda, P. Wygonik, M. Zarszyńska: Wtryskiwacz aeracyjny do silnika małego bezzałogowego aparatu latającego – prezentacja i omówienie wyników badań/Aerial injector for combustor of small unmanned aircraft – results of investigation*..... 44*L. Witek: Numeryczna analiza niskocyklowej trwałości zmęczeniowej turbiny silnika lotniczego/Numerical fatigue analysis of the turbine components under low cycle fatigue (LCF) conditions*..... 54*W. Kotlarz, L. Piaseczny, A. Rypulak, R. Zadrąg: Testy toksyczności spalin turbinowego silnika lotniczego dla warunków startu i lądowania/Tests of toxic exhausted gas emitted by jet turbine engines for phases take-off and landing* 61**Nowe konstrukcje/New constructions***M. Brzeżański: Nowe silniki samochodowe na wystawie Mondial de l'Automobile Paris 2006* 74*P. Fuć: Technologia oczyszczania spalin – SCR* 84**Aktualności/News**

Aktualności silnikowe 86

Bibliografia/BibliographyKsiążki, monografie, rozprawy/*Books, monographies, studies*... 96Habilitacje, doktoraty/*Qualifying as ass. prof., doctorates* 96**Sprostowanie**

W numerze 3/2006 omyłkowo zamieszczono zdjęcie pana mgr. inż. Marka Michalskiego przy nazwisku pana inż. Władysława Przewoźnego, za co obu Autorów gorąco przepraszamy. Obok zamieszczamy zdjęcie pana W. Przewoźnego.

**Wydawca/Editor****Polskie Towarzystwo Naukowe
Silników Spalinowych**

43-300 Bielsko-Biała, ul. Sarni Stok 93, Polska
tel.: 0-33 8130402, fax: 0-33 8125038
E-mail: sekretariat@ptnss.pl
WebSite: <http://www.ptnss.pl>

Redakcja nie ponosi odpowiedzialności za treść reklam i ogłoszeń. Publikowane materiały i artykuły wyrażają poglądy autorów, a nie Redakcji.

© Copyright by

Polish Scientific Society of Combustion Engines

Wszelkie prawa zastrzeżone.
Żaden fragment tej publikacji nie może być reprodukowany, zapamiętywany w systemie odtwarzalnym lub przetwarzany bądź kopiowany w jakiegokolwiek formie bez wcześniejszej zgody właściciela praw wydawniczych.

All rights reserved.

No part of this publication may be reproduced, stored in a retrieval system or transmitted, photocopying or otherwise without prior permission of the copyright holder.

Prenumerata/Subscriptions

Zamówienia należy kierować na adres Wydawcy.
Koszt numeru czasopisma wynosi 25 zł + koszty wysyłki.

Przygotowanie do druku/Preparation to print
Wydawnictwo *Ars Nova/ARS NOVA Publishing House*
Poznań, ul. T. Kutrzeby 14

Nakład: 600 egz.**Recenzenci:**

prof. dr hab. inż. Michał Ciałkowski
dr hab. inż. Tomasz Dobski, prof. PP
dr hab. inż. Marek Idzior, prof. PP
prof. dr hab. inż. Jerzy Merkisz
prof. dr hab. inż. Andrzej Teodorczyk

Wydawnictwo umieszczone jest w bazie danych o zawartości polskich czasopism technicznych
– **BAZTECH** www.baztech.icm.edu.pl

Wydanie publikacji dofinansowane przez Ministerstwo Edukacji i Nauki

Okladka

I: Silniki turbinowe firmy Rolls-Royce
IV: Widok turbiny Trent 1000 firmy Rolls-Royce
(zdjęcia zamieszczono za zgodą firmy Rolls-Royce)

Tadeusz OPARA*

Historia i tendencje rozwojowe napędów lotniczych

W opracowaniu przedstawiono etapy rozwoju napędów lotniczych, począwszy od silników tłokowych do trójwrotnych silników turbinowych. Ograniczenia w zakresie prędkości i wysokości lotu, jakie wynikały z zastosowania klasycznego układu silnik tłokowy-śmigło, stały się impulsem do podjęcia prac badawczych nad napędem odrzutowym. Odzwierciedleniem rywalizacji w tym zakresie były dokonania twórców pierwszych silników odrzutowych: F. Whitlea i H. von Ohaina. Napęd turbinowy (odrzutowy, śmigłowy i śmigłowcowy) zdominował lotnictwo wojskowe i cywilne już w drugiej połowie XX wieku. W 1960 r. rozpoczęła się era silników dwuprzepływowych o korzystniejszych parametrach eksploatacyjnych z elektronicznymi i cyfrowymi układami automatycznej regulacji. Dalszy rozwój silników turbinowych wiąże się z zastosowaniem jakościowo nowych materiałów (zwłaszcza zaś kompozytów), optymalizowaniem kształtów łopatek sprężarki i turbiny oraz technologii ich wytwarzania. W artykule przedstawiono zmiany konstrukcyjne prowadzące do ograniczenia destrukcyjnych skutków zasysania ciał obcych. Wskazano na możliwość zwiększenia manewrowości samolotów przez zastosowanie wektorowania ciągu. Omówiono perspektywy rozwoju turbinowych napędów lotniczych.

Słowa kluczowe: maszyny wirnikowe, silniki odrzutowe, silniki śmigłowe, silniki śmigłowcowe, cyfrowe układy sterowania, wektorowanie ciągu, samoloty odrzutowe, turbinowe silniki jednoprzepływowe i dwuprzepływowe

History and future of turbine aircraft engines

This paper discusses stages of development of air propulsion from piston engines up to three-rotor turbine ones. Limitations in speed and altitude of flight, caused by traditional system of a piston engine and an airscrew, became an impulse to conduct research on jet propulsion. Accomplishments of the designers of the first jet-propelled engines: F. Whitle and H. von Ohain are a reflection of rivalry in this field. In the second half of the 20th century turbine propulsion (turbojet, turboprop and helicopter engines) dominated air force and civil aviation. In 1960 the age of turbofans began, owing to better operating properties and electronic and digital systems of automatic regulation. Further development of turbine engines is connected with application of qualitatively new materials (particularly composites), optimization of the shape of compressor and turbine blades and technologies of their production. The paper discusses design changes decreasing the destructive effects of foreign matter suction and indicates the possibility of increasing the maneuverability of airplanes by thrust vectoring. Finally, development prospects of turbine propulsion are analyzed.

Key words: turbomachines, turbojets, turboprop engines, helicopter engines, digital control systems, thrust vectoring, jet aircrafts, turbofans

1. Wstęp

Marzenie o pokonaniu przestworzy towarzyszyło ludzkości od zarania dziejów. Mitologia, poezja, legendy, baśnie oraz malarstwo ukazują nam obraz dążeń człowieka do podniebnego lotu. Ptaki szybujące w powietrzu były obiektem fascynacji oraz wnikliwej obserwacji. Zachowały się liczne relacje o próbach skonstruowania urządzeń, które w zamyśle ich twórców miały umożliwić człowiekowi pokonanie siły grawitacji. Starożytne i nowożytne „maszyny latające” były najczęściej ornitopedami, czyli układami naśladowującymi ruch ptasich skrzydeł.

2. Balony, sterowce, szybowce i lotnie

Wstępnym krokiem do podboju przestworzy były balony i sterowce. Bracia Joseph i Jacques Montgolfier w dniu 5.06.1783 r. dokonali pierwszej udanej próby lotu balonu wykonanego z papieru i wypełnionego ogrzany powietrzem, a 21.11.1783 r. Pilatre de Rozier i markiz d'Arlandes przelecieli tym balonem nad Paryżem.

Francuz Henri Giffard w dniu 24.10.1852 r. odbył pierwszy lot sterowcem własnej konstrukcji. Był to balon o objętości 2500 m³ i wrzecionowatym kształcie, wypełniony mie-

1. Introduction

From centuries, flying has been a great dream of men. Mythology, poetry, legends, fairy tales, and paintings show excessive human efforts to conquer the sky. Gliding birds are a fascinating object of observation. Numerous tales describe labours at constructing devices, which would allow people to overcome the force of gravity. Ancient and modern “flying machines” were most often ornithopters, i.e. mechanisms copying the movement of bird's wings.

2. Balloons, airships, gliders and hand-gliders

Balloons and airships were the first step to conquer the skies. On 5th June 1783, brothers Joseph and Jacques Montgolfier made the first successful attempt to fly in a paper balloon filled with warm air, and on 21st November 1783 Pilatre de Rozier and marquis d'Arlandes flew in this balloon over Paris.

Frenchman Henri Giffard on 24th October 1852 made the first flight in an airship of his own construction. It was a balloon with a volume of 2500 m³ and spindly shape, filled with a mixture of hydrocarbons, and with a steam engine driving the propeller.

szaniną węglowodorów, z silnikiem parowym napędzającym śmigło. W 1900 r. niemiecki konstruktor Ferdinand von Zeppelin dokonał oblotu pierwszego sterowca o sztywnej konstrukcji, a sześć lat później rozpoczęto ich seryjną produkcję.

Błyskotliwa kariera tych statków powietrznych została zahamowana przez tragiczną katastrofę transatlantyckiego sterowca *Paul von Hindenburg*. Był to największy sztuczny obiekt latający wszechczasów o objętości 200 000 m³, długości 245 m i średnicy 41 m. Ruch w kierunku poziomym z prędkością 130 km/h umożliwiały mu cztery śmigła napędzane silnikami wysokoprężnymi.

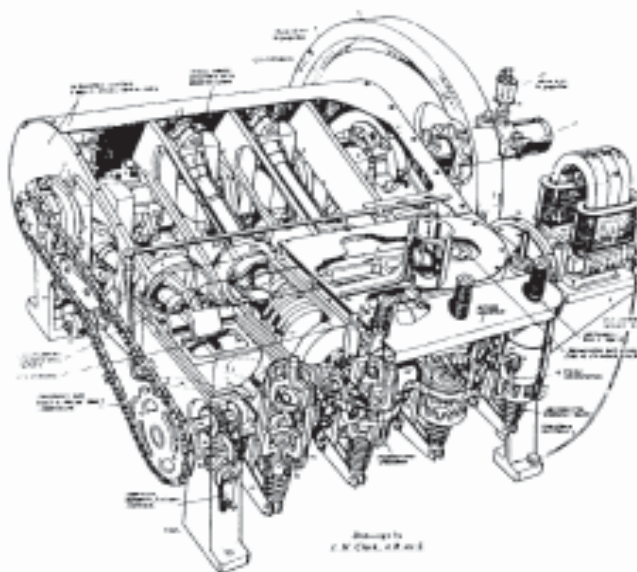
Balony ciepłe, gazowe i sterowce unoszą się w górę, gdyż są lżejsze od powietrza, które wypierają. Nie jest to więc lot lecz żegluga powietrzna. Sterowce Giffarda i Zeppelina przyczyniły się jednak do rozwoju konstrukcji śmigła.

Kolejnymi krokami w zmaganiach z siłą powszechnego ciężenia były konstrukcje, w których wykorzystano ich aerodynamiczne oddziaływanie ze strugami powietrza. W 1852 r. Anglik George Caley skonstruował pierwszy szybowiec, który wykonał lot o długości około 0,5 km. W 1891 r. niemiecki pionier aeronautyki Otto Lilienthal wzbił się w powietrze na lotni.

Latawce, spadochrony, szybowce i lotnie umożliwiają przemieszczanie się nad ziemią dzięki wykorzystaniu energii wiatru lub prądów powietrznych. Tego typu wyczyny – choć bardzo efektowne – mają przede wszystkim walory sportowe i rekreacyjne. Aby lataniu nadać cechy użytkowe – to znaczy stworzyć możliwości transportu ładunków – należało zastosować odpowiedni napęd.

3. Tłokowe napędy lotnicze

Twórcami pierwszego samolotu, czyli obiektu cięższego od powietrza, będącego w stanie wystartować, wykonać stateczny, ukierunkowany lot i wylądować, byli Amerykanie: bracia Orville i Wilbur Wright. W dniu 17.12.1903 r. na plaży w pobliżu miejscowości Kitty Hawk w Północnej Karolinie wzbił się w powietrze *Flyer* pilotowany przez



Rys. 1. Silnik samolotu *Flyer*; 4-cylindrowy, moc 8,8 kW (12 KM)
Fig. 1. Four-cylinder engine of the airplane *Flyer*; power 8.8 kW (12 HP)

W 1900 German constructor, Ferdinand von Zeppelin, prepared a prototype of a rigid airship construction and made first test flight. Six years later, a mass production of these airships began.

Brilliant career of these flying machines was suddenly broken by a tragic explosion and crash of a transatlantic airship *Paul von Hindenburg*. It was the largest artificial flying object ever built. Its volume was 200,000 m³, diameter 41 m and it was 245 m long. Owing to compression-ignition engines and four propellers, the aircraft could reach the speed of 130 km/h.

Airships, and both hot air and gas balloons, hover, because they are lighter than the air they displace. Hence, it is not flying, but aeronautics. Anyway, Griffin's and Zeppelin's airships contributed to the development of the design of propellers.

The next step in struggling with the force of gravity was constructing machines, which would fly owing to aerodynamic interaction with streams of air. In 1852 Englishman George Caley constructed the first glider, which made a 500 m long flight. In 1891 German pioneer of aeronautics, Otto Lilienthal, succeeded in flying using a hand-glider.

Kites, parachutes, gliders and hand-gliders enable us to move through the air using the energy of wind or air currents. These achievements, in spite of being very impressive, are mainly used in sport and recreation. To take advantage of flying, which means being able to transport goods, an adequate propulsion was necessary.

3. Piston aircraft engines

Americans, brothers Orville and Wilbur Wright, were the first constructors of an airplane, i.e. an object heavier than air, which can take off, made a stable, directed, flight and land. On 17th December 1903, on a beach near Kitty Hawk in North Carolina, *Flyer* driven by Orville made the first successful flight. It lasted for 12 seconds and the plane flew 37 m. *Flyer* set the first record of flying speed – 48 km/h.

Brothers Wright conducted an analysis, which showed that the contemporary car engines were too heavy to drive a plane. Consequently, they constructed their own, light petrol engine, which power was 12 horsepower (Fig. 1) Bicycle wheels and chains were transferring the power to two propellers. The plane took off not for its exceptionally good aerodynamic properties (the construction was peculiar: elevator in the front, propellers pushing in the back) but rather because of the use of light alloys, which helped to obtain the proper proportion between the thrust and the mass of the engine.

The development of airplanes proceeded quickly, and the measure of progress of the construction of airframe and power transmission system was speed records in horizontal flight (Fig. 2) In the mid-twenties the speed of ca. 450 km/h was broken, which was the limit of the classical piston engines. Introduction of the superchargers enabled further speed increase up to ca. 800 km/h, which turned out to be the limit of the airscrew propulsion of that time. This information relates to the specially prepared high-performance machines. The mass-produced military planes

Orville'a. Lot ten trwał zaledwie 12 s, a samolot przebył w powietrzu dystans 37 m. *Flyer* ustanowił pierwszy rekord prędkości lotu – 48 km/h.

Bracia Wright przeprowadzili analizę, z której wynikało, że silniki stosowane w ówczesnych pojazdach samochodowych były za ciężkie do napędu samolotów. Skonstruowali więc własny lekki silnik benzynowy o mocy 12 KM (rys. 1). Do przeniesienia napędu na dwa śmigła zastosowali łańcuchy i koła rowerowe. Samolot braci Wright samodzielnie wzniósł się w powietrze nie z powodu jakichś wyjątkowo dobrych właściwości aerodynamicznych (była to konstrukcja osobliwa: ster wysokości z przodu, śmigła z tyłu w układzie pchającym), lecz dlatego, że przez zastosowanie stopów lekkich udało się osiągnąć właściwą proporcję między siłą ciągu obu śmigieł i masą układu napędowego, a więc także samolotu.

Rozwój samolotów następował szybko, a miarą postępu w konstrukcji płatowca i układu napędowego były kolejne rekordy prędkości w locie poziomym (rys. 2). W połowie lat dwudziestych osiągnięto prędkość około 450 km/h i był to kres możliwości klasycznych silników tłokowych. Zastosowanie sprężarki dołado wującej umożliwiło w ciągu następnych piętnastu lat dalszy wzrost prędkości, aż do wartości 800 km/h, która okazała się graniczna dla ówczesnego napędu śmigłowego. Powyższe dane odnoszą się do specjalnie przygotowanych maszyn wyczynowych. Samoloty wojskowe produkowane seryjnie latały znacznie wolniej i dopiero najbardziej zaawansowane konstrukcje z końca II wojny światowej zbliżyły się do tej granicy.

W tym okresie ukształtowały się i rozpowszechniły dwa podstawowe typy napędu tłokowego: silniki rzędowe i w układzie gwiazdy.

W 1945 roku napęd śmigłowy osiągnął apogeum swojego rozwoju w aspekcie technicznym, wojskowym i gospodarczym (rys. 3). W lotniczych silnikach tłokowych zastosowano wszystkie ówczesne osiągnięcia w zakresie konstrukcji, technologii i eksploatacji (turbosprężarki, efektywne układy smarowania i chłodzenia, stopy lekkie, wysokooktanowe paliwo, utleniacze, wtrysk wody do cylindrów, itp.).

Osiągnięcia techniki lotniczej wykorzystano w motoryzacji, a niektóre silniki zaadaptowano do pojazdów mechanicznych i okrętów różnych typów. Najbardziej spektakularnym przykładem tej tendencji jest silnik W2, który stał się jednostką napędową czołgu T-34.

4. Turbinowe silniki odrzutowe

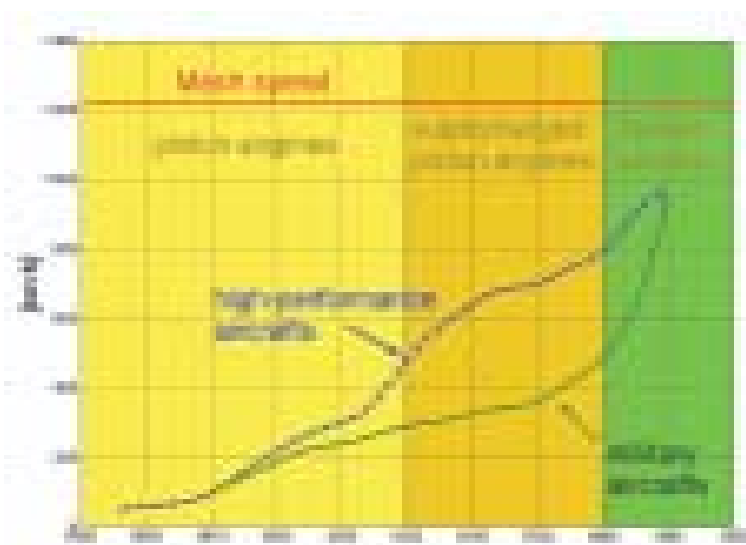
Pod koniec lat dwudziestych XX wieku konstruktorzy samolotów zaczęli zadawać sobie sprawę z tego, że napęd śmigłowy wkrótce wyczerpie swoje potencjalne możliwości w zakresie wzrostu prędkości lotu, szczególnie na dużych wysokościach. Szansą na dalsze zwiększanie osiągnięć sa-

were flying much slower and only the most advanced constructions from the end of the World War II came closer to this limit.

This was the time, when two basic kinds of piston engines, i.e. in-line and radial engines, took shape and became widespread.

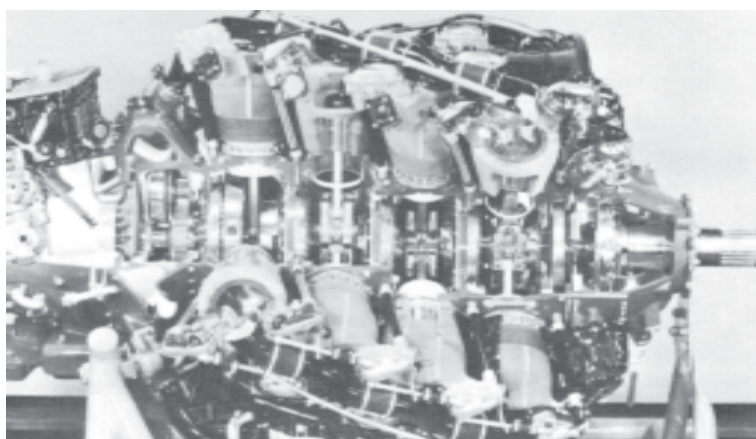
In 1945, airscrew propulsion reached the peak of its development in technical, military, and economic aspects (Fig. 3). All construction, technological and operating inventions were used in the aircraft piston engines of that time (turbocompressors, effective lubrication and cooling systems, light alloys, high-octane fuel, oxidizers, water injection into cylinders, etc.).

Achievements of the aviation technology were applied in motorization, while some engines were adapted to vehicles and ships. The most spectacular example of this tendency is engine W2, which became the drive of the tank T-34.



Rys. 2. Maksymalne prędkości samolotów w latach 1903-1945

Fig. 2. Airplane maximal speed between 1903 and 1945



Rys. 3. Największy lotniczy silnik tłokowy R4360 skonstruowany w czasie drugiej wojny światowej (moc 3000 KM, układ poczwórnej gwiazdy)

Fig. 3. The biggest piston aero-engine R4360 constructed during World War II (power 3,000 HP, quadruple radial engine)

molotu był napęd odrzutowy. Z tego powodu, w kilku krajach europejskich oraz Stanach Zjednoczonych i Japonii rozpoczęto prace badawcze nad napędem turbinowym. Największe środki na ten cel przeznaczyły Niemcy i Wielka Brytania.

Twórcami lotniczych silników odrzutowych byli Anglik Frank Whittle (rys. 4) i Niemiec Hans Joachim Pabst von Ohain (rys. 5). Ich pionierskie zmagania odzwierciedlają historię zaciekłej rywalizacji między Niemcami i Wielką Brytanią o jakościowo nowy typ napędu lotniczego.

Idea silnika odrzutowego miała wielowiekową historię. Zagadnieniem tym zajmował się już Leonardo da Vinci. Pierwszy patent na turbinę gazową uzyskał John Barber w 1791 r. Podstawy teoretyczne opracował jego rodak George Brayton (rys. 6), który opatentował swoją koncepcję w 1872 r. Obieg Braytona i zasadę działania turbiny gazowej



Rys. 4. Sir Frank Whittle (1907–1996)

Fig. 4. Sir Frank Whittle (1907–1996)



Rys. 5. Dr. Hans Joachim Pabst von Ohain (1911–1998)

Fig. 5. Dr. Hans Joachim Pabst von Ohain (1911–1998)



Rys. 6. George Brayton (1831–1913)

Fig. 6. George Brayton (1831–1913)

4. Turbine jet-propelled engines

In the late-twenties constructors realized, that airscrew propulsion would soon reach its potential possibilities of the speed of flight, especially at high altitude.

Jet propulsion became a chance to upgrade airplanes. From this reason, a few European countries, USA and Japan started research into turbine propulsion Germany and Great Britain intended the greatest finance on that purpose. Jet-propelled aero-engines were created by an Englishman Frank Whittle (Fig. 4) and German Joachim Pabst von Ohain (Fig. 5). Their pioneer competition is an example of rivalry between Germany and Great Britain for a qualitatively new kind of airplane drive.

The idea of a jet-propelled engine has centuries old history. This problem was already an object of study of Leonardo da Vinci. In 1791 John Barber was the first to patent a gas turbine. George Brayton (Fig. 6), who patented his conception in 1872, elaborated the theoretical bases. Brayton cycle and operating scheme of a gas turbine is presented in Figure 7. In process (1-2) air is being compressed from ambient pressure p_1 to pressure p_2 , in (2-3) fuel is being injected into combustor. Combustion of the fuel produces heat Q_d and the temperature in the front of turbine goes up to the highest value in a cycle T_2 . In process (3-4) in a turbine and jet exhaust gas is being expanded to the ambient pressure $p_4 = p_1$, while in (4-1) behind the jet exhaust gas carries away heat Q_{od} and its temperature falls to the ambient temperature T_1 . Gas flowing out of the jet create the thrust.

Brayton cycle is characterized by:

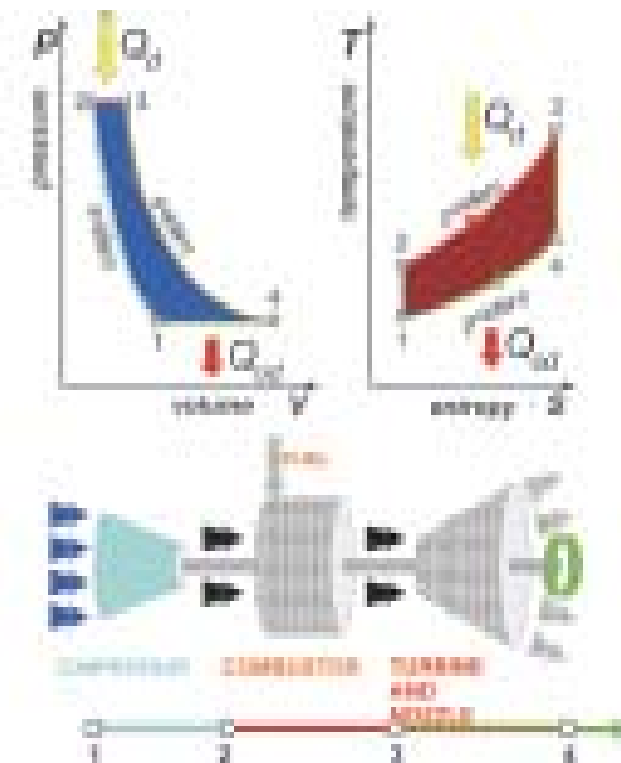
– Compression, i.e. the final compression pressure p_2 to the

$$\text{initial compression pressure } p_1 \text{ ratio: } \pi = \frac{p_2}{p_1},$$

– Cycle efficiency: $\eta = 1 - \frac{|Q_{od}|}{Q_d}$.

The path from general, theoretical idea to practical applications is always long and difficult. Potential constructors of a jet-propelled engine had already had a partial solution to the problem of air compression. Centrifugal compressors were used since the mid-twenties to supercharge piston engines, and a few research centres were already working on designing multi-stage axial compressors.

In 1928, Cranwell aviation school cadet Frank Whittle presented in his thesis *Future Developments in Aircraft Design* a conception of constructing a jet-propelled engine with gas turbine and axial compressor. He patented this idea in 1930; nevertheless, it took seven years to its first practical realization. Whittle's project was considered interesting and far-reaching but technologically unrealistic. Opponents claimed, it is impossible to produce alloys, which would continuously work in the temperature of 550–600 degrees. In



Rys. 7. Obieg Braytona i schemat turbinowego silnika odrzutowego

Fig. 7. Brayton cycle and a scheme of a turbine aircraft engine

zilustrowano na rysunku 7. W przemianie (1-2) powietrze jest sprężane od ciśnienia otoczenia p_1 do wartości p_2 , (2-3) do komory spalania jest wprowadzane paliwo, które spalając się dostarcza ciepło Q_d i podnosi temperaturę przed turbiną do najwyższej wartości w obiegu, to jest T_2 , (3-4) w turbinie i w dyszy następuje rozprężanie spalin do ciśnienia otoczenia $p_4 = p_1$, (4-1) – za dyszą spaliny odprowadzają ciepło Q_{od} i ochładzają się do temperatury otoczenia T_1 . Gazy wypływające z dyszy wytwarzają ciąg.

Wskaźnikami charakteryzującymi obieg Braytona są:
– spręż, czyli stosunek ciśnienia końca sprężania p_2 do ci-

$$\text{śnienia początku sprężania } p_1: \pi = \frac{p_2}{p_1},$$

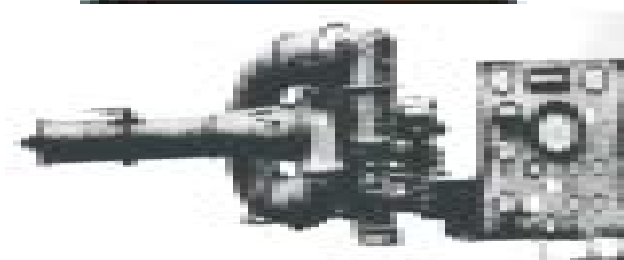
$$\text{– sprawność termiczna obiegu: } \eta = 1 - \frac{|Q_{od}|}{Q_d}.$$

Przejście od ogólnej koncepcji o charakterze teoretycznym do rozwiązań praktycznych jest zawsze trudne. Potencjalni konstruktorzy silnika odrzutowego mieli już częściowo rozwiązane zagadnienie sprężania powietrza. Od połowy lat dwudziestych XX w. stosowano sprężarki odśrodkowe do doładowania lotniczych silników tłokowych, a w kilku ośrodkach prowadzono już prace nad konstrukcją wielostopniowych sprężarek osiowych.

W 1928 r. kadet szkoły lotniczej w Cranwell Frank Whittle w swojej pracy dyplomowej *Future Developments in Aircraft Design* przedstawił koncepcję zastosowania turbiny gazowej do silnika odrzutowego ze sprężarką odśrodkową. W 1930 r. uzyskał patent na proponowane rozwiązanie. Na praktyczną realizację swego pomysłu musiał czekać siedem lat. Projekt Whittle'a był oceniany jako interesujący i perspektywiczny, lecz oderwany od realiów technologicznych. Oponenci twierdzili, że niemożliwe jest wytworzenie stopów metali, które mogłyby w sposób ciągły pracować w temperaturze 550–600°C. W 1933 r. francusko-angielskie zakłady metalurgiczne wyprodukowały stal o wysokiej wytrzymałości i odporności na utlenianie w temperaturach 800–950°C, mogącą pracować przy prędkościach obrotowych 30 000–50 000 obr/min. Stal ta stała się podstawą do opracowania stopu oznaczonego symbolem G 18B przewidzianego do odlewania łopatek turbiny (D.A. Olivier i G.T. Harris).

Pracując w trudnych, prawdziwie pionierskich warunkach Frank Whittle skonstruował laboratoryjną wersję turbiny gazowej WU (rys. 8), która stała się podstawą prototypu lotniczego silnika odrzutowego W1 (rys. 9). Silnik ten podczas prób przeprowadzonych w 1937 r. osiągnął ciąg 4 kN. Jednakże Wielka Brytania nie wykorzystwała w pełni szansy, jaką stwarzało pionierskie dzieło Franka Whitlea.

Twórca niemieckiego silnika odrzutowego Hans von Ohain wykorzystał okazję, że Dowództwo Luftwaffe i władze polityczne domagały się od przemysłu znacznie szybszych sa-



Rys. 8. Laboratoryjna wersja turbiny gazowej WU
Fig. 8. Laboratory version of the WU gas turbine

1933 French-British metallurgical plants produced a high-strength steel, which had good resistance to oxidation in temperatures of 800–900 degrees and could work at a rotational speed of 30,000–50,000 rpm. On its basis an alloy called G 18B was introduced and used as a material to produce turbine blades (D.A. Olivier and G.T. Harris).

Working in hard, pioneer conditions, Frank Whittle constructed the first laboratory version of gas turbine WU (Fig. 8), which became a basis of a prototype of the aero-engine W1 (Fig. 9). During tests conducted in 1937, the engine reached the thrust of 4 kN. However, Great Britain took little advantage of the chance created by the pioneer work of Frank Whittle.

Hans von Ohain, the designer of German jet-propelled engine had more luck. The Luftwaffe headquarters together with politics demanded from industry much faster airplanes, which could operate at high altitudes. Still as a student of the University of Göttingen, in 1935 von Ohain gained a patent for a jet-propelled engine with axial compressor, which immediately aroused interest of German aircraft designer and industrialist Ernest Heinkel. Three years of investigations resulted in the construction of the engine HeS-3B with thrust

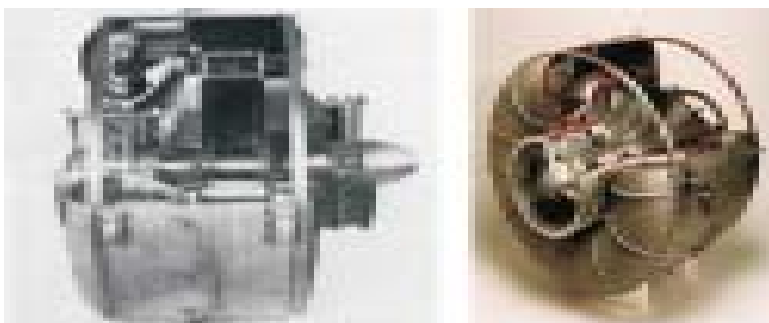


Rys. 9. Prototyp turbinowego silnika odrzutowego W1
Fig. 9. The prototype of the aero-engine W1

molotów, mogących operować na dużych wysokościach. Von Ohain jeszcze jako student uniwersytetu w Getyndze uzyskał w 1935 r. patent na silnik odrzutowy ze sprężarką odśrodkową, którym natychmiast zainteresował się konstruktor lotniczy i przemysłowiec Ernest Heinkel. Po trzech latach badań powstał silnik HeS-3B o ciągu 5 kN (rys. 10), który zastosowano w pierwszym samolocie odrzutowym He-178 (rys. 11).

Kolejną przełomową datą w historii lotnictwa stał się dzień 27.08.1939 r. Wtedy to, w obecności Adolfa Hitlera i Hermana Göringa odbył się oficjalny oblot pierwszego samolotu odrzutowego He-178 pilotowanego przez kpt. Ericha Warsitz (rys. 12). Lot ten trwał 12 min. i zakończył się pomyślnym lądowaniem.

Doniesienia wywiadu o niemieckim sukcesie zaalarmowały dowództwo RAF-u, i już następnego dnia Brytyjskie Ministerstwo Lotnictwa powierzyło budowę myśliwca o napędzie odrzutowym zakładom Gloster. Zlecenie zaszyfrowano symbolem E 28/39, który potem wszedł do nazwy sa-

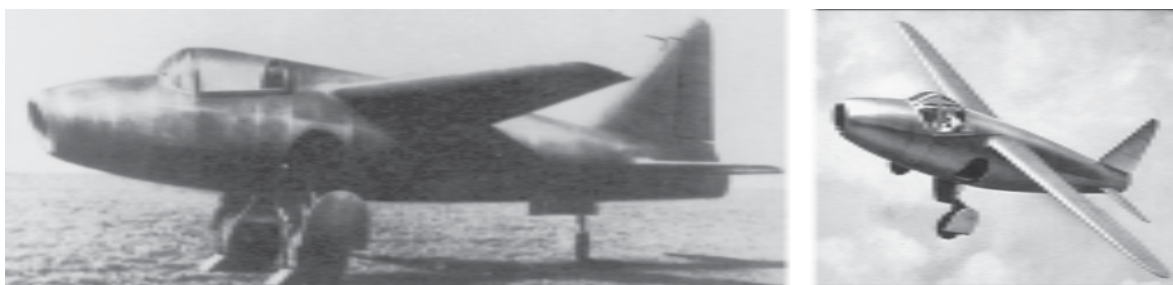


Rys. 10. Silnik odrzutowy HeS-3B zastosowany w pierwszym samolocie odrzutowym He-178

Fig. 10. Jet-propelled engine HeS-3B used in the first jet-propelled aircraft He-178

of 5 kN (Fig. 1), which was applied in the first jet-propelled aircraft He-178 (Fig. 11)

The day of 27th August 1939 became the next milestone in the history of aeronautics. On that day, in the presence of Adolf Hitler and Herman Göring, the official test flight of the first jet-propelled aircraft He-178 piloted by Capt. Erich Warsitz took place (Fig. 12).



Rys. 11. Pierwszy samolot odrzutowy He-178

Fig. 11. The first jet-propelled aircraft He-178



Rys. 12. Odprawa przed oficjalnym oblotem pierwszego samolotu odrzutowego He-178 w dniu 27.08.1939 r.; w środku – inż. Ernest Heinkel, z lewej – pilot-oblatywacz kpt. Erich Warsitz, z prawej – dr Hans von Ohain, twórca silnika turbinowego HeS-3B

Fig. 12. Briefing before the official test flight of the first jet-propelled aircraft He-178 on 27th August 1939 (in the middle engineer Ernest Heinkel, in the left test pilot Capt. Erich Warsitz, in the right Dr Hans von Ohain), the designer of the turbine engine HeS-3B

molotu (rys. 13). Skonstruowanie i przebadanie prototypu trwało prawie dwa lata, i dopiero 15.05.1941 r. odbył się pierwszy lot trwający 17 min.

W tym czasie w kilku niemieckich firmach lotniczych oblatywano kolejne prototypy samolotów myśliwskich, szturmowych i bombowców z napędem odrzutowym i raketowym (tab. 1). Samoloty raketowe miały bardzo dużą

17 minutes long flight took place on the 15th May 1941.

In the same time, a few German aviation firms were testing other prototypes of Fighters, bombers, and strike aircrafts with jet and rocket engines. Rocket aircrafts had a very good rate of climb, but the need to use oxidizers enlarged their mass, and hence limited many other essential military parameters (flight time, capacity).

prędkość wznoszenia, ale konieczność stosowania utleniaczy zwiększała ich masę startową i ograniczała wiele innych parametrów istotnych w zastosowaniach wojskowych (czas lotu, masa użytkowa).

Pierwszym myśliwcem produkowanym seryjnie był Me-262, który został uznany za najlepszy niemiecki samolot odrzutowy tego okresu (rys. 14). Jego napęd stanowiły dwa silniki Jumo 004B (rys. 15). Była to najbardziej zaawansowana technicznie konstrukcja okresu wojennego, w której zastosowano wielostopniową sprężarkę osiową (konstruktor – inż. Anselm Franz). Wyprodukowano ponad 5 tysięcy tych silników, co było rekordowym osiągnięciem.



Rys. 13. Brytyjski samolot odrzutowy Gloster E28/39 z silnikiem odrzutowym W1 (oblot 15.05.1941 r.)

Fig. 13. British aircraft Gloster E 28/39 with jet-propelled engine W1 (test flight 15th May 1941)

Tabela 1. Porównanie pierwszych samolotów odrzutowych
Table 1. The comparison of some first jet aircrafts

Producers of turbine engines: Ernest Heinkel Flugzeugwerke A.G. Junkers Flugzeug und Motorwerke A.G. BMW Brema, Daimler Benz		27th August 1939 aircraft He-178 engine HeS-3B thrust 5 kN speed 700 km/h	
He-176 rocket, liquid fuel engine Walter HWK-R-1 thrust 50 kN test flight 1939	He-280V engine HeS-8A thrust 60 kN BMW 003A 8 prototypes speed 925 km/h test flight 1940	He-162 A-1 Interceptor engine BMW 003A thrust 80 kN 116 aircrafts ordered 24 th Oct 1944 test flight 6 th Dec 1944	Ju+287 V-1 bomber four engines Jumo 004B thrust 4×90 kN booster Walter 501 3 prototypes test flight 1944
Ju248 V-1 interceptor rocket engine Walter 109-509 G thrust 200 kN flight time 15 min test flight 1944	Ar-234 b-2 ground attack aircraft two engines Jumo 004b thrust 2×86 kN 210 aircrafts test flight 1943	Me-163 B-1 fighter rocket engine HWK-109-509-A thrust 170 kN flight time 10 min 360 aircrafts test flight 1944	Me-262 fighter, two engines Jumo 004A,(B),(C) thrust 2×840(A) kG 2×1000(B,C) kG rock. eng. BMW 718 1300 aircrafts test flight 1942

Przybliżony bilans ilościowy samolotów odrzutowych w drugiej wojnie światowej przedstawia się następująco:

- Niemcy – 10 oblatanych prototypów i około 2 tys. wyprodukowanych samolotów,
- Alianci (Wielka Brytania, ZSRR, USA) – około 160 prototypów i 2–3 tys. wyprodukowanych samolotów (dane szacunkowe ze względu na trudności z oddzieleniem produkcji wojennej od powojennej).

Wynika z niego, że samoloty odrzutowe nie odegrały żadnej istotnej roli (ani w skali strategicznej, taktycznej czy też operacyjnej), choć sporadycznie brały udział w walkach powietrznych w ostatniej fazie wojny (rys. 14). Jednak dorobek teoretyczny i techniczny związany z silnikami turbinowymi stał się punktem wyjścia do doskonalszych

The first mass-produced Fighter was Me-262, which was considered the best German jet aircraft of that time (Fig. 14) Its drive consisted of two engines Jumo 004B (Fig. 15), which are said to be the most technically advanced construction of the Second World War, in which a multistage axial compressor was used (designer – engineer Anselm Franz). Over 5 thousand of these engines were produced, which was also a record.

A look on the approximate quantitative balance of jet-propelled aircrafts in the Second World War gives a numbers:

- Germany – 10 tested prototypes and ca. 2 thou. produced airplanes,
- Allies (Great Britain, Soviet Union, United States) – ca. 160 prototypes and 2–3,000. produced

airplanes (this data is only an approximation, due to difficulties with distinguishing the wartime and post-war production).

From this balance it could be stated that jet-propelled aircrafts did not made any significant contribution to the final war result (neither in strategic, tactical nor operational scale), although they sporadically took part in air combat in the last stage of war (Fig 14). After war, the theoretical and technical work over turbine engines became the starting point to further improvements. The idea of multistage, axial compressor finally became a widely-used standard. The latest design versions of wartime engines had already cooling of turbine blades and propelling nozzles of a changeable radius (Fig. 15).



Rys. 14. Myśliwce Me-262 w locie bojowym przeciwko formacji amerykańskich bombowców (kwiecień 1945)

Fig. 14. Fighters Me-262 in a combat flight against a group of American bombers (April 1945)

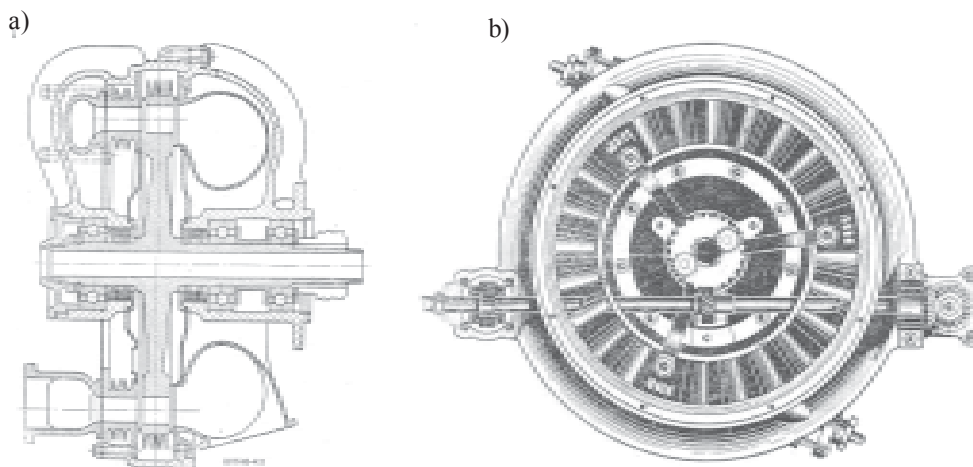
rozwiązań. W napędzie odrzutowym ostatecznie zwyciężyła koncepcja wielostopniowej sprężarki osiowej. Ostatnie wersje „wojennych” silników miały już chłodzone łopatki turbiny i dysze wylotowe o zmiennym przekroju (rys. 15).

Wśród państw, w których rozpoczęto prace nad napędem turbinowym była Polska. W latach 1931-1939 zespół inżynierów w składzie: Jan Oderfeld, Władysław Bernadzikiewicz i Józef Sachs pracował nad silnikiem odrzutowym ze sprężarką osiową i jednostopniową turbiną osiową (rys. 16 i 17). Po pierwszych niezbyt udanych próbach konstrukcję zmodyfikowano. W 1937 r. udało się osiągnąć 1,5 godzinny czas nieprzerwanej pracy silnika. Po wybuchu wojny spalono całą zgromadzoną dokumentację. Prezentowane rysunki pochodzą z przedwojennych publikacji. Do anegdoty przeszło zdanie, w którym Jan Oderfeld opisywał rezultaty pierwszych prób z silnikiem odrzutowym:

„Czynił nieopisanie wiele hałasu, miotał imponujący język płomienia i dawał ... bardzo mały ciąg.”

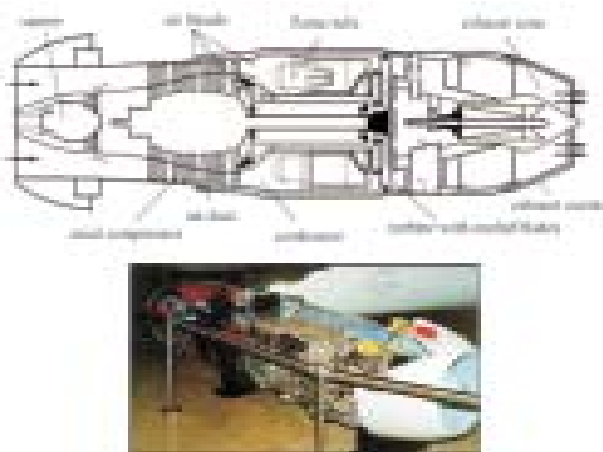
(Technika Lotnicza, Nr 9, 1948 r.)

Warto podkreślić, że koncepcja jaką przyjęli polscy inżynierowie – to jest sprężarka osiowa i turbina osiowa – oka-



Rys. 16. Rysunki konstrukcyjne pierwszego polskiego silnika odrzutowego; a) schemat turbiny, b) wieniec kierownic sprężarki

Fig. 16. Design drawings of the first, Polish jet-propelled engine; a) turbine scheme, b) compressor stator blade ring



Rys. 15. Turbinowy silnik odrzutowy Jumo 004B

Fig. 15. Turbine, jet-propelled engine Jumo 004B

Poland was one of the countries, in which work over turbine drive was started. Since 1931 to 1939, a group of engineers (Jan Oderfeld, Władysław Bernadzikiewicz and Józef Sachs) was working over a jet-propelled engine with axial compressor and one-stage axial turbine (Fig 16, 17). After first, unsuccessful tests the construction was modified. In 1937 the engine managed to work incessantly for 1.5 hour. In the beginning of war all the documentation was burnt. Figures presented in this article come from prewar publications. Jan Oderfeld's description of the first tests of the jet-propelled engine turned into an anecdote:

“It made indescribably much noise, hurled an impressive tongue of flame and gave... very little thrust.”

(Aviation Techniques, No 9, 1948)

What is worth emphasizing is that Polish engineers designed their engine with axial compressor and axial turbine, which became the standard solution and is used in jet-propelled engines up to this day.

Although jet-propelled aircrafts did not play an important role in the Second World War, in the next war this situation changed entirely. Air combat in the Korean War was dominated by jet-propelled Fighters (Fig. 18).

The importance of piston aero-engines became suddenly falling in both air force and civil aviation. Soon, a turbine engine dominated nearly all kinds of flying machines. Still, the piston drive was not completely eliminated, as in some kinds of airplanes:

zała się standardowym rozwiązaniem stosowanym do dzisiaj w silnikach odrzutowych.

Mimo, że samoloty odrzutowe nie odegrały istotnej roli w drugiej wojnie światowej, to w kolejnej wojnie sytuacja zmieniła się diametralnie. Walki powietrzne w konflikcie koreańskim zostały zdominowane przez myśliwce z napędem odrzutowym (rys. 18).

Znaczenie lotniczych silników tłokowych zaczęło gwałtownie maleć. Tendencja ta wkrótce przeniosła się na samoloty cywilne. Silnik turbinowy zdominował niemal wszystkie typy statków powietrznych. Napęd tłokowy nie został jednak wyeliminowany całkowicie, gdyż w pewnych typach samolotów: sportowych, patrolowych, sanitarnych, rolniczych oraz w tzw. taksówkach powietrznych, jest wystarczająco efektywny, a przy tym relatywnie tani.

Co spowodowało tak ogromną ekspansję napędu turbiniowego w lotnictwie? By odpowiedzieć na to pytanie, nale-

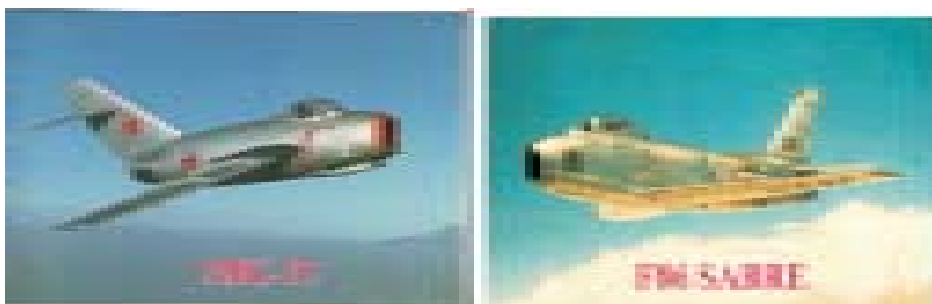


Fig. 18. Jet-propelled aircrafts MIG-15 and F86-Sabre

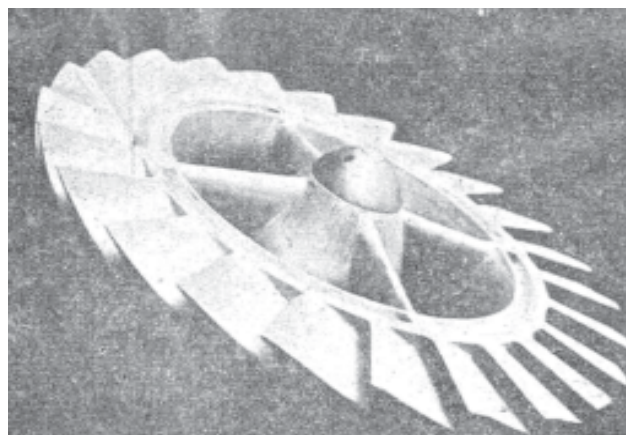
Rys. 18. Samoloty odrzutowe MIG-15 i F86-Sabre

żyć się cofnąć do okresu powojennego, kiedy można już było dokonać syntezy wyników badań naukowych prowadzonych niezależnie w różnych ośrodkach.

Porównanie sprawności zewnętrznej śmigła i napędu odrzutowego wskazywało na kierunek dalszego rozwoju tzw. samolotów szybkich (rys. 19). Wraz ze wzrostem wysokości lotu efektywność śmigła maleje, podczas gdy turbiniowy napęd odrzutowy staje się sprawniejszy.

Analiza przeprowadzona w 1946 r. przez dr. S. Hookera z firmy Rolls-Royce (rys. 20) w sposób poglądowy ukazuje skutki odmiennego charakteru krzywych sprawności napędowej śmigła i turbiny.

Samolot myśliwski „A” jest przygotowany do godzinowego lotu na wysokości 6000 m. Jego masę startową można podzielić na cztery części: płatowiec – 32%, silnik tłokowy ze śmigłem – 38%, paliwo – 10% i masa użytkowa – 20%. Do takiego samego lotu przygotowano samolot odrzutowy „B” o identycznej masie płatowca. Rozkład pozostałych składników (jego masy startowej) jest już inny: turbiniowy silnik odrzutowy – 8%, paliwo – 15% i masa użytkowa – 45%. Samolot odrzutowy „B” zużyje w trakcie lotu o 50% paliwa więcej niż „A”, ale ma za to ponad dwukrotnie większy udźwieg. Gdyby skonstruować samolot odrzutowy „C” o takiej samej masie użytkowej jak „A”, to będzie on ponad dwukrotnie lżejszy i zużyje mniej paliwa niż „A”. Z przy-



Rys. 17. Wirnik turbiny pierwszego polskiego silnika odrzutowego (patent nr 235223)

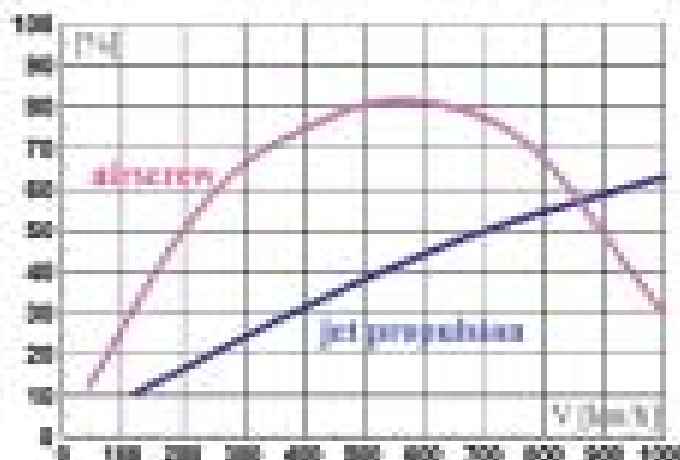
Fig. 17. Turbine rotor of the first Polish jet-propelled engine (patent no. 235223)

sports, patrolling, ambulance, agricultural and air taxis it is effective enough and relatively cheap.

What caused so rapid expansion of the turbine propulsion in aviation? To answer this question, we should get back to the prewar period, when a synthesis of the results of independently conducted investigations from different centers could already be made.

Comparison of the propulsive efficiency of a propeller to the efficiency of jet propulsion was an encouragement to further develop the so-called fast airplanes (Fig. 19), as the efficiency of a propeller decreases and the efficiency of turbine jet propulsion increases along the increase of altitude.

Analysis carried out in 1946 by Dr. S. Hooker from Rolls-Royce (Fig. 20) show effects of different character of curves of propulsion efficiency of a propeller and turbine.



Rys. 19. Porównanie sprawności zewnętrznej śmigła i napędu odrzutowego

Fig. 19. Comparison of the propulsive efficiency of a propeller and the efficiency of jet propulsion



Rys. 20. Rozkład masy startowej samolotów myśliwskich przygotowanych do jednogodzinnego lotu z jednakową prędkością na wysokości 6000 m

Fig. 20. Take-off mass distribution of Fighters prepared for an hour-long flight at a constant speed at 6,000 m above the sea level

toczonego przykładu wynika, że turbinowy silnik odrzutowy potrzebny do wykonania takiego samego zadania lotniczego jest prawie pięciokrotnie lżejszy od tłokowego w wariantcie „B” i aż dziesięciokrotnie lżejszy w wariantcie „C”. Poważnym mankamentem napędu turbinowego jest jego relatywnie duże jednostkowe zużycie paliwa.

Frank Whittle już podczas pierwszych prób z silnikiem W1 stwierdził, że powietrze wychodzące ze sprężarki nie musi w całości przechodzić przez komorę spalania. Jeśli część powietrza zostanie przeprowadzona dodatkowym kanałem zewnętrznym, to zmniejszy się zużycie paliwa. W silniku dwuprzepływowym (rys. 21) powietrze wchodzące przez wlot rozdziela się na dwa strumienie: wewnętrzny przechodzący przez komorę spalania, turbinę i dyszę oraz strumień zewnętrzny. Dwuprzepływowość opisuje stopień podziału strumienia m , który jest stosunkiem masowego natężenia przepływu w kanale zewnętrznym do masowego natężenia przepływu w kanale wewnętrznym:

$$\mu = \frac{\dot{m}_z}{\dot{m}_w}$$

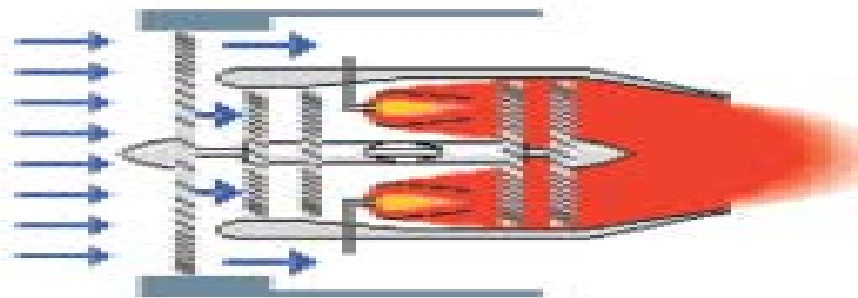
W 1936 r. Frank Whittle uzyskał patent na koncepcję silnika dwuprzepływowego lecz na jej realizację musiał czekać piętnaście lat. Prototyp pierwszego silnika dwuprzepływowego ASPIN I skonstruowano we francuskiej firmie Turbomeca w 1951 r. Faktyczny początek ery napędu dwuprzepływowego nastąpił dopiero dziewięć lat później.

W 1960 r. firmy Rolls-Royce, General Electric oraz Pratt & Whitney wprowadziły do eksploatacji silniki RCo10, CJ805-23 i JT3D. Ich jednostkowe zużycie paliwa zmniejszyło się przeciętnie o 20% w porównaniu z silnikami jednoprzepływowymi (rys. 22).

Kolejne generacje silników dwuprzepływowych o zwiększającym się współczynniku podziału strumienia m charak-

Fighter „A” is prepared for an hour-long flight at a constant speed at 6,000 m above sea level. Its take-off mass can be divided into four parts: airframe – 32%, piston engine and a propeller – 38%, fuel – 10% and usable mass – 20%. Jet-propelled airplane „B”, of the same mass of airframe, has been prepared for the same flight. The distribution of other components (of its take-off mass) is however different: turbine jet engine – 8%, fuel – 15%, and usable mass – 45%. Jet aircraft „B” consumes 50% more fuel than „A”, but in return has over twice as much usable mass. If a jet aircraft „C” of the same usable mass as „A” was constructed, it would be over two times lighter and would consume less fuel than „A”. What follows from this example, is that turbine jet engine required to carry out the same task is nearly five times lighter and than the piston one in the design variant „B” and over ten times lighter in variant „C”. The only serious disadvantage of turbine propulsion was relatively high unitary fuel consumption.

During first few tests with engine W1 Frank Whittle noticed, that the air getting out of the compressor does not have to go through the combustor entirely. What is more, fuel consumption decreases, provided some air goes through an additional, outer duct. Figure 21 illustrates the principle of work of a turbofan (also known as a ducted fan).



Rys. 21. Podział powietrza wlotowego w silniku dwuprzepływowym

Fig. 21. Air division in a turbofan

The air coming through the impeller eye divides into two jets: the inner one going through the combustor, turbine and nozzle and the outer one. Turbofans are characterized by the bypass ratio – the ratio of the bypassed air mass flow rate to the combustor air mass flow rate:

$$\mu = \frac{\dot{m}_z}{\dot{m}_w}$$

In 1936 Frank Whittle gained patent for a turbofan engine, but he had to wait fifteen years for its practical realization. The prototype of the first ducted fan ASPIN I was constructed in French firm Turbomeca in 1951. Nevertheless, the age of turbofan engines really began ten years later.

In 1960 companies Rolls-Royce, General Electric and Pratt & Whitney introduced engines RCo10, CJ805-23 and JT3D. Their unitary fuel consumption decreased about 20% compared with turbojets (Fig. 22).

teryzowały się coraz niższym jednostkowym zużyciem paliwa. O silniku, którego współczynnik μ przekracza 8 mówi się, że jest to „obudowane śmigło”. Już na początku lat osiemdziesiątych, najbardziej zaawansowane konstrukcje dwuprzepływowego napędu odrzutowego osiągnęły wartości jednostkowego zużycia paliwa poniżej 0,4 kg/dN·h.

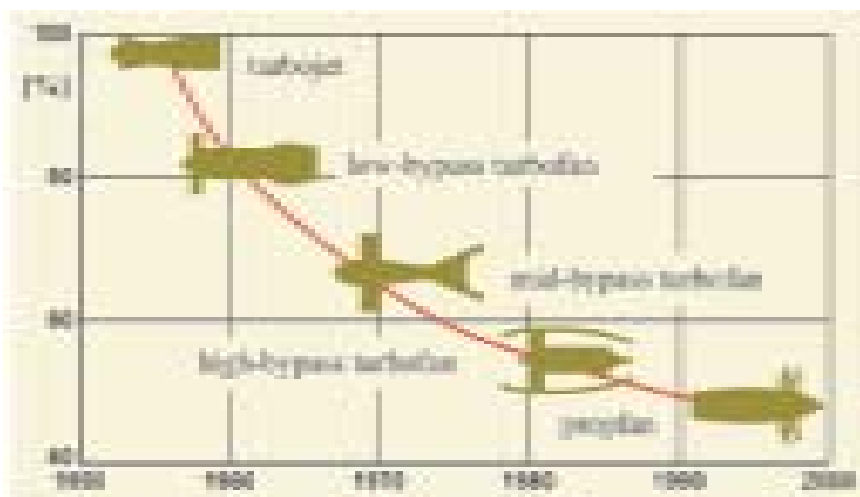
Badania przeprowadzone ze śmigłami o skośnych krawędziach natarcia wykonanymi z materiałów kompozytowych dowiodły możliwości ich stosowania do prędkości lotu dochodzącej do 980 km/h. Zwrócono uwagę na możliwość stosowania śmigieł przeciwbieżnych (czyli obracających się w przeciwnych kierunkach), co pozwoliło na odzyskanie energii resztkowego wiru zaśmigłowego. W ten sposób powstała konstrukcja będąca czymś pośrednim między śmigłem a wentylatorem, którą nazwano „propfan” czyli „śmigłowentylator”. Jest to obecnie najbardziej efektywny napęd lotniczy w zakresie prędkości poddźwiękowych (rys. 23).

Pomysł Whitlea musiał czekać prawie ćwierć wieku na realizację ze względu na duże trudności techniczne i technologiczne związane z konstrukcją układu dwuwirnikowego niezbędnego do pełnej realizacji jego koncepcji (rys. 24).

Na rysunku 25 przedstawiono modułową budowę silnika dwuprzepływowego o małym stopniu podziału strumienia $\mu = 0,34$ na przykładzie silnika F404-GE-400 stosowanego do napędu wojskowych samolotów wielozadaniowych F18 Hornet. Schemat układu wirników tego silnika pokazano na rysunku 24. Siedmiostopniowa sprężarka wysokiego ciśnienia jest połączona z turbiną wysokiego ciśnienia, a trójstopniowa sprężarka niskiego ciśnienia jest zamontowana na wspólnym wale z turbiną niskiego ciśnienia. Kolejne elementy to: wlot, wirnik sprężarki niskiego ciśnienia, kadłub



Rys. 23. Łopaty „śmigłowentylatorów” samolotu An-70
Fig. 23. Propfan propellers on the aircraft An-70



Rys. 22. Spadek jednostkowego zużycia paliwa kolejnych generacji silników dwuprzepływowych

Fig. 22. Decrease of the unitary fuel consumption for consecutive generations of turbofans

In the next generations of turbofans, the bypass ratio μ was increasing and the specific fuel consumption was decreasing. Engines with ratio μ higher than 8 are often called “encased propellers”. In the early eighties, the most advanced turbofans reduced the unitary fuel consumption to less than 0.4 kg/dN·h.

Research done over propellers with screw edge of attack made of composite materials proofed their usefulness for flying at speeds lower than 980 km/h. An interesting possibility was noticed: using two backward propellers (i.e. two propellers moving in opposite directions) helps to recover the energy of the residual vortex of the first one. In this way, a construction halfway between a propeller and a fan, was created and called propfan. At present, it is the most effective air drive at subsonic speeds (Fig. 23).

It took over a quarter of a century to realize the idea of Whitle completely, mainly due to huge technical and technological difficulties with the construction of two rotors mechanism essential to realize the conception (Fig. 24).

Modular design of the low-bypass turbofan (bypass ratio $\mu = 0.34$) is exemplified in Figure 25 by the engine F404-GE-400 from the military strike Fighter F18 Hornet. Figure 24 presents a scheme of rotors of this engine. Seven-stage high pres-

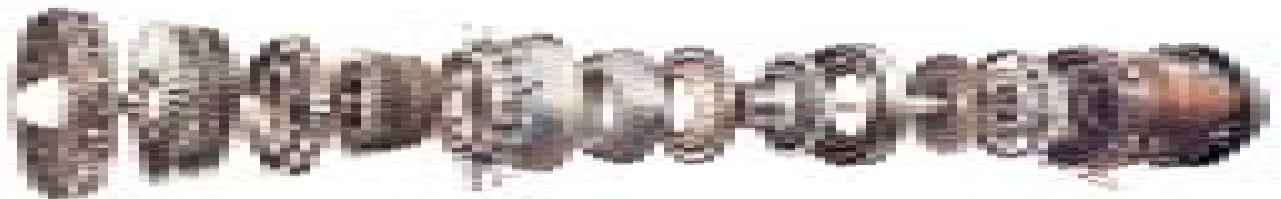


Rys. 24. Schemat układu wirników dwuprzepływowego silnika turbinowego F404-GE-400
Fig. 24. A scheme of the two rotors mechanism of the turbofan F404-GE-400

rozdzielający strumień powietrza (do kanału zewnętrznego i wewnętrznego), wirnik sprężarki wysokiego ciśnienia, osłona komory spalania z kolektorem paliwowym, pierścieniowa komora spalania, wieniec dyszowy turbiny wysokiego ciśnienia, wirnik turbiny wysokiego ciśnienia, wieniec dyszowy turbiny niskiego ciśnienia, wirnik turbiny niskiego ciśnienia, zespół tylnej podpory wirnika oraz dopalacz z układem wylotowym. Na rysunku 26 przedstawiono zmontowany silnik F404-GE-400.

Podnoszenie stopnia podziału strumienia m oznacza powiększanie średnicy kanału zewnętrznego i łopat wentyla-

sure compressor is connected with the high pressure turbine, while three-stage low pressure compressor and the low pressure turbine are placed on the same shaft. Successive parts from the left: impeller eye, low pressure fan, a body dividing the airflow (into an inner and outer jet), rotor of the high pressure compressor, combustor cover with fuel collector, ring-shaped combustor, nozzle blade rim of the high pressure turbine, rotor of the high pressure turbine, nozzle blade rim of the low pressure turbine, rotor of the low pressure turbine, rear engine support and afterburner with the outlet nozzle. Assembled engine F404-GE-400 is shown in Figure 26.



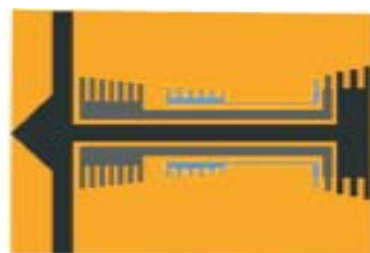
Rys. 25. Modułowa budowa silnika turbinowego F404-GE-400

Fig. 25. Modular design of the turbofan F404-GE-400



Rys. 26. Dwuprzepływowy silnik turbinowy F404-GE-400 (spręż $\pi = 25$, stopień podziału strumienia $\mu = 0,34$)

Fig. 26. Turbofan F404-GE-400 (compression $\pi = 25$, bypass ratio $\mu = 0.34$)



Rys. 27. Schemat układu wirników dwuprzepływowego silnika turbinowego RB211-535

Fig. 27. Scheme of the rotors system of the turbofan RB211-535

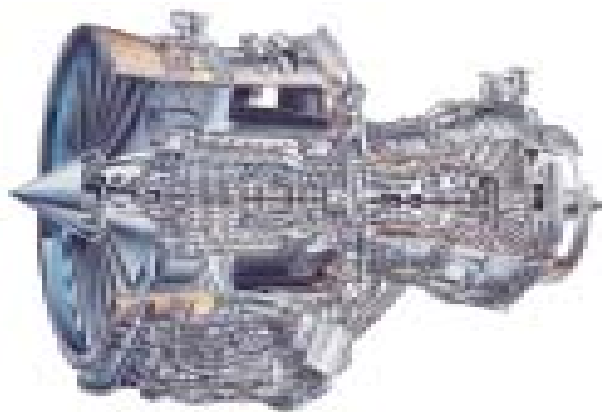
tora. Silniki dwuprzepływowe, dla których wskaźnik $\mu > 4$ są zwykle trójwirnikowe. Na rysunkach 27 i 28 pokazano rozwiązanie konstrukcyjne takiego układu na przykładzie silnika RB211-535, w którym wentylator jest zamontowany na wspólnej osi z trójstopniową turbiną niskiego ciśnienia.

5. Materiały konstrukcyjne

Ciężar silnika ma istotny wpływ na konstrukcję samolotu, co zostało już przedstawione na rysunku 20. Po przeprowadzeniu badań porównawczych stwierdzono, że jeden kilogram masy silnika przenosi się przeciętnie na trzy kilogramy masy płatowca. Oczywistym jest więc dążenie do stosowania coraz lżejszych materiałów do konstrukcji układu napędowego.

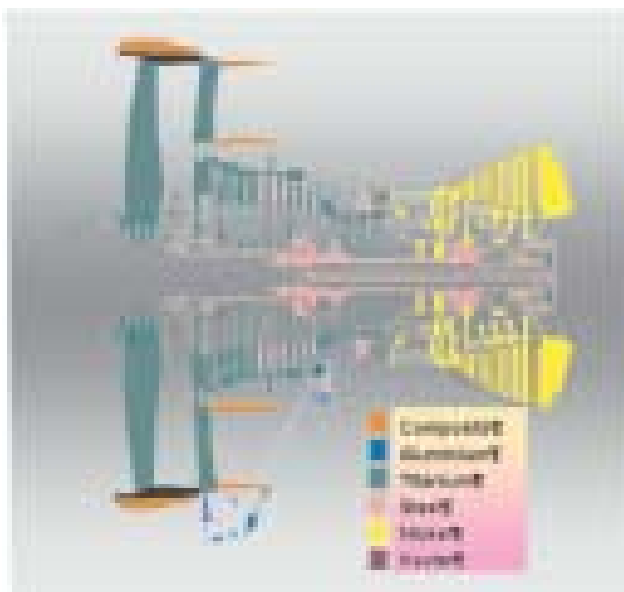
Na rysunku 29 pokazano przekrój silnika dwuprzepływowego. W sprężarce dominuje tytan, w turbinie stopy niklu, wały i łożyska są stalowe. Z materiałów kompozytowych i keblaru wykonana jest obudowa sprężarki. W ciągu ostatnich czterdziestu lat pięciokrotnie zmalał udział stali, a aluminium jest już stosowane w niewielkich ilościach. Najbardziej wzrósł udział tytanu i stopów niklu. Systematycznie

Increasing the bypass ratio μ entails enlargement of the diameter of the outer duct and the fan blades. Turbofans with ratio $\mu > 4$ have usually three rotors. Figures 27 and 28



Rys. 28. Dwuprzepływowy silnik turbinowy RB211-535 (spręż $\pi = 28$, stopień podziału strumienia $\mu = 4,3$)

Fig. 28. Turbofan RB211-535 (compression $\pi = 28$, bypass ratio $\mu = 4.3$)



Rys. 29. Materiały zastosowane w dwuprzepływowym silniku odrzutowym

Fig. 29. Materials used in a turbofan

zwiększa się zastosowanie syntetycznych materiałów kompozytowych.

Przewiduje się, że w ciągu najbliższych dziesięciu lat połowa elementów silnika będzie wykonana z kompozytów metalicznych i ceramicznych (rys. 30).

6. Układy sterowania

Wraz z rozwojem konstrukcji napędów lotniczych zwiększyły się wymagania stawiane układom sterowania i regulacji. W 1970 r. do sterowania silnikiem dwuprzepływowym wykorzystywano około 10 parametrów, piętnaście lat później liczba ta się podwoiła, a obecnie w zaawansowanych konstrukcjach trójwrotkowych przekracza już 50. Dominujące do połowy lat osiemdziesiątych układy hydromechaniczne zostały wyparte przez elektroniczne systemy sterowania oparte o techniki analogowe i cyfrowe (rys. 31).

Hydromechaniczne układy sterowania są skomplikowanymi zespołami składającymi się z aneroïdów, pomp, mechanizmów suwakowych, układów dźwigniowych, obrotowych i krzywkowych, o złożonych kształtach i skomplikowanej kinematyce. W rozbudowanych wersjach składają się z kilku tysięcy części. Pomimo ogromnego postępu w technologii ich produkcji, w coraz mniejszym stopniu spełniały stawiane im coraz większe wymagania.

Wprowadzanie systemów elektronicznych następowało dwuetapowo. W pierwszym etapie systemy te spełniały funkcje nadzorujące wobec hydromechanicznego układu sterowania (były to zwykle układy analogowe). W drugim etapie funkcjonują już jako autonomiczne, w pełni elektroniczne układy sterowania (FADEC, HIDEDEC).

Układ FADEC (*Full Authority Digital Electronic Control*) przejął wszystkie zadania związane ze sterowaniem silnika. Najważniejsze z nich to: automatyczny rozruch silnika, realizacja zoptymalizowanej charakterystyki akceleracji i deceleracji, utrzymywanie stałej prędkości obrotowej bie-

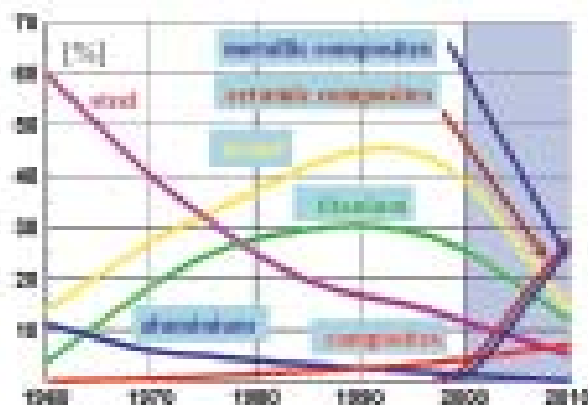
present design of such system exemplified by an engine RB211-535, in which fan and three-stage low pressure turbine are placed on the same shaft.

5. Construction materials

Airplane weight has a crucial influence on the design of an airplane, which has already been presented in the Figure 20. Having conducted comparative investigations, a general rule was found: every additional kilogram of the mass of an engine results in three additional kilograms of an airframe. Consequently, it is natural to use lighter and lighter materials to construct the propulsion system.

Figure 29 presents a cross-section of a turbofan. Compressor is mainly made of titan, turbine of nickel alloys, while shaft and bearings are steel. Compressor cover is made of composite materials and Kevlar. During last forty years, the portion of steel decreased five times, and aluminium is used in small amounts only. Systematically, more and more synthetic composite materials are used.

A half of engine parts is predicted to be made of metallic and ceramic composites in ten years time (Fig. 30).



Rys. 30. Tendencje i prognozy zastosowania różnych materiałów w konstrukcji silników

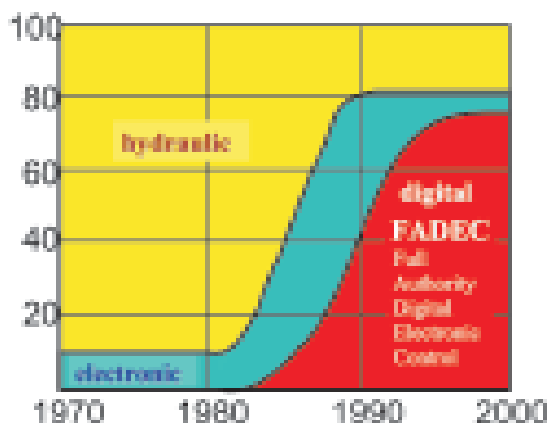
Fig. 30. Tendencies of using different materials in engine design

6. Control systems

Regulation and control systems had to follow the development in the design of air drives. In 1970 about 10 parameters were used to control a turbofan, fifteen years later this number doubled, and today in modern three rotor constructions it exceeds 50. Hydromechanical systems, dominating until mid-eighties, were replaced with analogue and digital electronic systems (Fig. 31).

Hydromechanical control systems are complicated devices, consisting of aneroïds, pumps, slide blocks, levers, rotary and cam systems of a complex shape and sophisticated kinematics. Sometimes, they are made from thousands of parts. Despite immense development in their production technology, they could not keep up with the increasing requirements.

Electronic systems were introduced in two stages. In the first, they were supervising hydromechanical control system (those were usually analogue devices). In the second,



Rys. 31. Procentowy udział systemów regulacji silnika w latach 1970-2000

Fig. 31. Percentage changes in turbofan control systems (1970-2000)

gu jałowego, automatyczne sterowanie ciągiem, automatyczne sterowanie ciągiem odwróconym, sterowanie położeniem łopatek kierowniczych sprężarki, sterowanie luzem promieniowym łopatek sprężarki i turbiny oraz synchronizacja napędu w samolotach wielosilnikowych. Jakościowo nową funkcją tego systemu jest kontrolowanie stanu silnika i sygnalizacja usterek.

FADEC umożliwił realizację systemu eksploatacji układu napędowego według stanu technicznego. Jego wdrożenie spowodowało radykalny wzrost niezawodności silników, którego syntetycznym wskaźnikiem jest liczba godzin pracy pomiędzy remontami. Pokonywano kolejne bariery długości bezawaryjnej eksploatacji. Tak zwany „czas pracy na skrzydle” przekroczył 20 000 h w 1990 r. Wśród kolejnych rekordów zaznaczyły również swoje miejsce Polskie Linie Lotnicze LOT, gdyż w 1995 r. jeden z silników typu CF6 osiągnął 27 000 h bezawaryjnej pracy.

W 2000 r. silnik RB211-535 (rys. 28) pokonał kolejną barierę – 40 000 h. Odbyło się to w ciągu dziesięciu lat, co oznacza, że w tym okresie był eksploatowany przeciętnie 11 godzin na dobę. Dla porównania, samochód jadący ze średnią prędkością 50 km/h przejedzie w tym czasie 2 mln kilometrów!

7. Zasysanie ciał obcych

Współczesny turbinowy silnik lotniczy jest układem niezwykle złożonym. Dotyczy to wszystkich etapów jego projektowania, procesu wytwarzania i eksploatacji. W ciągu niemal 70-letniego rozwoju osiągnął niezwykle wysoki poziom techniczny, jeden z najwyższych w historii lotnictwa. Jest obiektem, w którym kumuluje się wiedza z termodynamiki, mechaniki, aerodynamiki, inżynierii materiałowej oraz teorii sterowania i eksploatacji. Pozostało jednak jeszcze kilka zagadnień, które czekają na rozwiązanie. Najtrudniejszym z nich jest zjawisko zasysania ciał obcych, które ma największy negatywny wpływ na żywotność silników turbinowych, stwarzając przesłanki do awarii i wypadków lotniczych. Z problemem tym lotnictwo boryka się od dawna i nadal nie znaleziono skutecznych metod jego wyeliminowania. Moż-

they function as autonomic, electronic control systems (FADEC, HIDEDEC).

System FADEC (*Full Authority Digital Electronic Control*) took over all tasks connected with engine control. The most important of them are automatic starting of an engine, realization of the optimized characteristic of acceleration and deceleration, keeping constant rotary velocity of idling, automatic thrust control, automatic reverse thrust control, control of the position of compressor stator blades, control of turbine and compressor blade clearance, and synchronization of propulsion in multiengine aircrafts. Checking engine condition and defects detection is a qualitative new function of this system.

FADEC gave an opportunity to realize the system of operating engines according to their state of repair. Its introduction resulted in a rapid increase in engines reliability, which can be objectively evaluated basing on the number of hours of work between repairs. In 1990 the time of working “under the wing” exceeded 20,000 h. Polish Airlines LOT have also marked on this record path, when in 1995 one of the CF6 engines reached the level of 27,000 h of work without breakdowns.

In 2000, engine RB211-535 shown in Figure 29, set the next impressive record of 40,000 h. This had taken over ten years, which means, in that period it was on average used 11 hours a day. A car driving at average speed of 50 km/h would make 2 million kilometres in that time!

7. Foreign matter suction

Contemporary turbine aero-engine is an unusually complicated device. This applies to all stages of design, production and exploitation. During its seventy-year evolution, it has met unusually high technical standards and become one of the greatest achievements in the history of aviation. It is an object of accumulation of knowledge of thermodynamics, mechanics, aerodynamics, material science, and control and exploitation theorems. Still, there are some problems waiting for solution. The most difficult one is foreign matter suction, a phenomenon, which has the greatest negative effect on the turbine engines causing failures and even plane crashes. Despite of years of struggling with this problem, there are still no effective methods to eliminate it. What is more, the problems heighten along with the increase in functional parameters and size of engines. Many centres do research aiming at numerical simulation of a collision of a foreign matter and the compressor rotor. Expensive experimental investigations using real engines are also conducted.

The basic protection of foreign matter suction into the engine consists in minimizing the negative effects of collisions with birds. Constructors aim at designing turbofans, which would move sucked, foreign matter into the outer duct, as this reduces its destructive impact on the compressor and decreases the probability of destroying the turbine.

Statistics show, turbofan would be one of the most reliable parts of a contemporary airplane but for the failures caused by foreign matter suction. Those failures often lead to fire of an engine, which is a serious problem often resulting in plane crash.

na nawet powiedzieć, że kłopoty potęgują się wraz ze wzrostem parametrów funkcjonalnych i gabarytów współczesnych silników. W wielu ośrodkach realizowane są programy badawcze, których celem jest symulacja numeryczna zderzenia ciała obcego z wirnikiem sprężarki. Prowadzone są również kosztowne badania na obiektach rzeczywistych.

Podstawowy sposób ochrony silnika polega głównie na minimalizacji skutków nieuniknionych zderzeń z ptakami. W silnikach dwuprzepływowych dąży się do tego, by zassane ciało obce zostało wprowadzone do kanału zewnętrznego, gdyż stwarza to szansę na ograniczenie jego destrukcyjnego oddziaływania na sprężarkę i zmniejsza prawdopodobieństwo zniszczenia turbiny.

Statystyki wskazują na to, że gdyby nie awarie spowodowane zasysaniem ciał obcych, silnik turbinowy byłby jednym z najbardziej niezawodnych elementów współczesnego samolotu komunikacyjnego. Awaryjne te często prowadzą do pożaru silnika, co jest przesłanką do poważnej katastrofy lotniczej.

Podstawowe formy konstrukcyjne silników dwuprzepływowych nie ulegają już radykalnym zmianom. Ogromne dokonania w zakresie numerycznych metod mechaniki płynów umożliwiają doskonalenie profili łopatek, szczególnie zaś pierwszych stopni sprężarki niskiego ciśnienia. Od kilku lat stosowane są wentylatory szerokołopatkowe WCF (*Wide Chord Fan*), które oprócz lepszych właściwości aerodynamicznych wykazują również zwiększoną odporność na zderzenia z ciałami obcymi.

Ewolucję kształtu łopat wentylatora zilustrowano na rys. 2. Łopaty silnika BR 715 mają niemal prostą krawędź natarcia i są tylko nieznacznie skrzyżowane. W silniku Tay krawędzie są podobne, lecz skrzyżowanie łopat jest większe, a w silniku Trent 900 można wyróżnić dwie strefy: ze skośną krawędzią natarcia w obszarze kanału zewnętrznego i z prostą krawędzią w obszarze sprężarki niskiego ciśnienia. Ciało obce, które znajdzie się w kontakcie ze skośną częścią łopaty wentylatora powinno być usunięte przez kanał zewnętrzny.

8. Silniki samolotów wojskowych

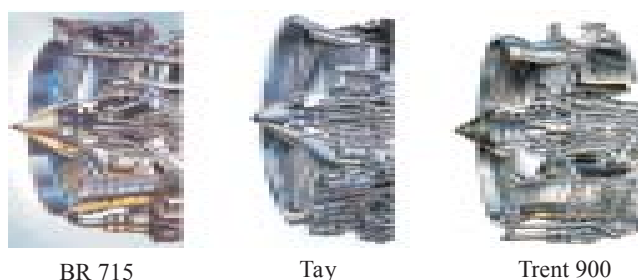
Czas bezawaryjnej pracy na skrzydle w zakresie 20 tysięcy godzin odnosi się tylko do silników samolotów komunikacyjnych, które poza startem i lądowaniem pracują w warunkach quasiustalonych. Samoloty wojskowe (a zwłaszcza myśliwskie) z samej swej istoty wykonują loty z dużą liczbą dynamicznych manewrów, które często wymagają pracy układu napędowego w zakresach bliskich stanom krytycznym. Z tego też powodu międzyremontowy czas eksploatacji silnika jest przeciętnie o rząd wielkości krótszy.

W latach pięćdziesiątych najbardziej cenionym atrybutem samolotu wojskowego była jego prędkość maksymalna. Doświadczenia z konfliktów zbrojnych na Bliskim Wschodzie, i wojny o Falklandy-Malwiny dowiodły, że w walce powietrznej najważniejszym atutem samolotu myśliwskiego jest jego duża manewrowość. Zależy ona przede wszystkim od aerodynamicznych właściwości płatowca i efektywności układów sterowania.

Konstrukcja napędu lotniczego może mieć również wpływ na manewrowość samolotu, jeśli zostanie wprowa-

Basic construction design of turbofans is not a subject to radical changes already. Impressive achievements in numerical fluid mechanics give great aid in improving blade profiles, especially the first stages of the low pressure compressor (fan blades). *Wide Chord Fans* (WCF) have been used from a few years, owing to better aerodynamic properties and increase resistance to collisions with foreign matter.

The evolution of shape of fan blades is illustrated in Fig. 32. Blades of engine BR 715 have nearly straight edge of attack and they are only slightly twisted. In Tay engine edges are similar, but the twist is greater, while in the engine Trent 900 two zones can be distinguished: the first with twisted attack edge (in front of the outer duct), and the second with straight edge (in front of the compressor). A foreign matter falling onto the skew part of a blade should be removed into the outer duct.



Rys. 32. Zmiana kształtu łopat wentylatora silników dwuprzepływowych (Rolls-Royce)

Fig. 32. Development of the shape of fan blades in turbofans (Rolls-Royce)

8. Military aircrafts engines

The time of 20,000 h without breakdowns relates only to engines of passenger planes, which, apart from starting and landing, work in quasi-constant conditions. Military aircrafts, especially Fighters, must often make flights with many dynamic manoeuvres, which often require the propulsion system to work close to its critical range. From this reason, the exploitation time between repairs of an engine is usually an order of magnitude shorter.

In the fifties, the most highly valued property of a military airplane was its maximal speed. However, knowledge gained through armed conflicts in the Middle East and the Falklands war proofed, that in the air combat, high manoeuvrability is the most important advantage of a Fighter. It depends mainly on aerodynamic features of an airframe and steering system efficiency.

The design of an airplane propulsion system may also have some influence on the manoeuvrability of an airplane, providing introduction of the so-called thrust vectoring. Control over the thrust direction enables pilots to fly at greater angles of attack and to decrease the radius of turn.

In its standard version, the F-16 Fighter cannot make Pugachev's Cobra – a popular aircraft manoeuvre, while with thrust vectoring this becomes possible.

Integrating the engine control system with the aircraft avionics seems to be the greatest obstacle in the way to in-

dzone tzw. wektorowanie ciągu (rys. 33). Sterowana zmiana kierunku ciągu umożliwi lot na większych kątach natarcia oraz umożliwi wykonywanie zakrętów o znacznie mniejszym promieniu. Myśliwiec F-16 w wersji standardowej nie wykonuje popularnego manewru „kobra”, zaś z układem wektorowania ciągu staje się to możliwe.

Największa trudność związana z wdrożeniem systemu wektorowania ciągu polega na zintegrowaniu układu sterowania silnika z awioniką samolotu. Zadanie to jest realizowane przez system HIDEC (*Highly Integrated Digital Electronic Control*).

9. Perspektywy rozwoju napędów lotniczych

Od kilku lat realizowane są perspektywiczne programy naukowo-badawcze mające na celu zwiększenie efektywności napędów lotniczych oraz zmniejszenie ich uciążliwości dla środowiska: ECI (*Engine Component Improvement*), ATP (*Advanced Turboprop Project*), E³ (*Energy Efficient Engine*), P³ (*Peak Performance Engine*), VCE (*Variable Cycle Engine*).

Najbardziej spektakularne perspektywy, to uzyskanie sprężu $\pi = 60$ w ciągu najbliższych piętnastu lat. Ma to być osiągnięte bez wprowadzania czwartego wirnika i zwiększania liczby stopni sprężania. Prognoza ta jest realna zważywszy, że w wielu obecnie eksploatowanych silnikach spręż już przekroczył wartość $\pi = 40$.

Przewiduje się, że łopatki turbiny z kompozytów ceramicznych będą w stanie pracować przy stechiometrycznej temperaturze spalania.

Ocenia się, że do prognozowanego postępu w osiągach silników lotniczych w 1/4 przyczynią się nowe materiały, a w 3/4 osiągnięcia w numerycznej mechanice płynów i technice komputerowej.

Artykuł recenzowany

Literatura/Bibliography

- [1] Szczeciński S.: Dwuwirnikowe i dwuprzepływowe lotnicze silniki turbinowe. WKiŁ Warszawa 1971.
- [2] Calmon J.: Sir Frank Whittle to the year 2000 – what is now in propulsion? *Aeronautical Journal*, no 920 92, 1988.
- [3] Parker S.: *Flight and flying machines*. Dorling Kindersley Ltd., London 1990.
- [4] Hassany A.: *Historia i postęp w konstrukcji dwuprzepływowych silników lotniczych*. WBMiL, Politechnika Rzeszowska, Rzeszów 1991.
- [5] Godzimirski J.: *Lotnicze materiały konstrukcyjne*. Wykład inauguracyjny. WU, Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa 1999.
- [6] Opara T.A.: *Tendencje rozwojowe napędów lotniczych*. Wykład inauguracyjny, WUL, Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa 2000.
- [7] Godzimirski J.: *Materiały stosowane do budowy łopatek turbin silników lotniczych*. Przegląd WLiOP, nr 8, 2001.
- [8] Opara T.: *Tendencje rozwojowe napędów lotniczych*. V Sympozjum Naukowo-Techniczne Silniki Spalinowe w Zastosowaniach Wojskowych, SILWOJ, Jurata 2001.
- [9] Orkisz M.: *Podstawy doboru turbinowych silników odrzutowych do płatowca*. Wydaw. Nauk. Inst. Lotnictwa, Warszawa 2002.

to produce thrust vectoring. The HIDEC system (*Highly Integrated Digital Electronic Control*) gives a partial solution to this problem.



Rys. 33. Wektorowanie ciągu (General Electric)

Fig. 33. Thrust vectoring (General Electric)

9. Future development in aircraft propulsion

From a few years, far-reaching research programs aiming at increasing effectiveness of the aero-engines and decreasing their negative environmental impact have been conducted: ECI (*Engine Component Improvement*), ATP (*Advanced Turboprop Project*), E³ (*Energy Efficient Engine*), P³ (*Peak Performance Engine*), VCE (*Variable Cycle Engine*).

The most spectacular perspective is achieving the compression $\pi = 60$ in the coming fifteen years, without introducing the fourth rotor and increasing the compression stages. This prognosis seems to be real, as in many present engines the compression exceeds $\pi = 40$.

Ceramic turbine blades are planned to work in the stoichiometric temperature of combustion.

It is estimated, the future development in engines design will be in 1/4 a result of new materials and in 3/4 a result of recent achievements in numerical fluid mechanics and computer science.

- [10] Witkowski R.: *Dzieło Orville'a i Wilbura Wright'a. Lotnictwo – stulecie przemiany*. Oficyna Wydawnicza Politechniki Wrocławskiej, Wrocław 2003.
- [11] Balicki W., Kawalec K., Pągowski Z., Szczeciński J., Szczeciński S.: *Historia i perspektywy rozwoju napędów lotniczych*. Wydaw. Nauk. Inst. Lotnictwa, Warszawa 2005.
- [12] *Prospekty firm lotniczych: General Electric, Rolls-Royce, Pratt and Whitney, SNECMA, MTU, IAE, PW Alison Engines*.

Dr hab. Tadeusz Opara, profesor na Wydziale Transportu Politechniki Radomskiej.

Mr Tadeusz Opara, DSc. PhD. Professor in the Faculty of Transportation at Radom University of Technology.



Piotr WYGONIK*

Kryteria doboru parametrów silnika turbinowego do samolotu wielozadaniowego

Na etapie wyboru zespołu napędowego do samolotu wielozadaniowego należy rozwiązać problem wzajemnych relacji między wymiarami samolotu i silnika. Wychodząc z równań ruchu samolotu i teorii podobieństwa wyznaczono kryteria i wskaźniki wiążące geometrycznie i energetycznie silnik oraz samolot. Przeprowadzono analizę wpływu warunków lotu samolotu i parametrów obiegu porównawczego silnika na wybrane wymiary geometryczne. W pracy wykazano, że zasadniczym stanem lotu determinującym relacje między parametrami geometrycznymi samolotu i silnika jest jego start lub przelot naddźwiękowy na dużej wysokości. Zwykle doboru parametrów obiegu cieplnego silnika turbinowego dokonuje się na podstawie charakterystyk wewnętrznych silnika – ciąg jednostkowy, jednostkowe zużycie paliwa. W oparciu o model silnika dwuprzepływowego z mieszalnikiem strumieni i dopalaczem oraz model samolotu (przyjęto uproszczone charakterystyki aerodynamiczne i masowe) określono wpływ parametrów obiegu na podstawowe wskaźniki samolotu jak doskonałość aerodynamiczna, zasięg umowny i zasięg teoretyczny.

Słowa kluczowe: samolot wielozadaniowy, silniki turbinowe, integracja płatowca i silnika, obieg cieplny

Selection criteria of turbine engine parameters for multi-purpose aircraft

At the stage of a power unit selection for a multi-purpose aircraft the problem of mutual relations between the dimension of an aircraft and an engine should be solved. Starting from the motion equation of an aircraft and the theory of similarity the criteria and performance were determined which connect in a geometrical and power way the engine and the aircraft. The analysis of the influence of flight conditions and the parameters of an engine comparative cycle on the geometrical dimensions was conducted. In the paper it was shown that the fundamental flight stage which determines the relations between the geometrical parameters of the aircraft and the engine is the take-off or supersonic flight on the big altitude. Usually the parameters selection of the turbine engine thermal cycle is done on the basis of the internal characteristics of the engine, such as specific thrust and specific fuel usage. In case of the turbofan engine model with the mixer, afterburner, and the aircraft model (with simplified aerodynamic and mass characteristics) the influence of the cycle parameters on the performance and aerodynamic lift/drag ratio, the agreed range and the theoretical range was described.

Key words: multi-purpose aircraft, turbine engines, airframe and engine integration, thermal cycle

1. Wstęp

Do napędu współczesnych samolotów stosuje się silniki turbinowe różnych typów. Silniki jednoprzepływowe i dwuprzepływowe znalazły zastosowanie do napędu samolotów wielozadaniowych. Parametry obiegu porównawczego silnika (temperatura spalin przed turbiną T_3^* , spręż sprężarki w parametrach spiętrzenia π_s^*), stopień dwuprzepływowości α , spręż wentylatora π_w^* , (albo sprężarki niskiego ciśnienia) są najważniejszymi parametrami silnika, determinują jego charakterystyki i formę konstrukcyjną. Podstawowymi wskaźnikami silnika, które brane są pod uwagę w pierwszej kolejności podczas projektowania samolotu są: ciąg silnika, jednostkowe zużycie paliwa, masa jednostkowa, wymiary gabarytowe oraz charakterystyki użytkowe (zależność ciągu i jednostkowego zużycia paliwa od wysokości i prędkości lotu, zakresu pracy itp.).

Problematyce wyznaczania optymalnych parametrów silnika lotniczego poświęcono wiele publikacji [3, 5, 13, 14]. W pracach tych przeprowadzono analizę wyboru optymalnych parametrów obiegu porównawczego silnika (π_s^*, T_3^* ,

1. Introduction

For the power of contemporary aircrafts turbine engines of different types and constructional schemes are applied. Among them turbojet and turbofan engines are used for the power of multi-purpose aircrafts. Parameters of the engine comparative cycle (temperature of exhaust gas before turbine T_3^* , compression of compressor in the total parameters π_s^*), by-pass ration α , fan compressor π_w^* , (or low pressure compressor) are the most important engine parameters which determine its characteristics and construction. The basic indexes of the engine which are taken into consideration as the first ones while aircraft designing are: engine thrust, specific fuel usage, specific mass, overall dimensions, and also the functional characteristics such as: relation of the engine thrust and specific fuel usage from the altitude and velocity of an aircraft, work range etc.

Lots of articles have been written on the subject of the determination optimum aircraft engine parameters [3, 5, 13, 14]. In these papers was inducted the analysis of the selection of the optimum parameters of the engine comparative cycle (π_s^*, T_3^* , i.e. compression of compressor and total tem-

tj. sprężu sprężarki i temperatury całkowitej w przekroju przed turbiną) ze względu na maksymalizację ciągu jednostkowego silnika k_f i minimalizację jednostkowego zużycia paliwa c_f jako charakterystyk wewnętrznych silnika [13]. Silnik i samolot tworzą złożony system zależności, który dodatkowo komplikuje fakt wykonywania zadania lotniczego. Realizacja tego zadania narzuca konieczność poszukiwania optymalnych parametrów nie dla pojedynczych elementów systemu, jak np. silnik czy płatowiec, ale systemu jako całości (tj. łącznie z uwzględnieniem zadania lotniczego).

Spośród prac, w których dokonano kompleksowej oceny parametrów silnika turbinowego z punktu widzenia efektywności samolotu wymienić należy publikacje [6, 8, 10, 14]. W pracach tych autorzy analizowali kryteria doboru parametrów obiegu silnika do samolotu transportowego dalekiego zasięgu i śmigłowca.

Brak jest natomiast publikacji, w których poruszano by problem doboru parametrów silnika i określania jego optymalnych charakterystyk do samolotu wielozadaniowego. Częstkowo problemy te porusza się w pracach [7, 9, 15, 16, 17], jednakże przedstawione analizy dotyczą problemów związanych z optymalizacją schematu konstrukcyjnego silnika bez fizycznych aspektów doboru parametrów silnika do samolotu.

Do grupy samolotów wielozadaniowych zalicza się dzisiaj takie samoloty jak F-14, F-16, Mig 29, JAS 39 Gripen, EF 2000, Mirage 2000. Jedną z cech charakteryzujących samolot wielozadaniowy jest zdolność do wykonywania różnych zadań lotniczych w trakcie jednej misji np. przechwytywanie na dużej wysokości, walka powietrzna na małej wysokości, wsparcie pola walki. Wszystkie te zadania różnią się od siebie charakterem: wysokością i prędkością lotu, rodzajem wykonywanych manewrów, wykorzystaniem zasobów energetycznych zespołu napędowego. Na rysunku 1 przedstawiono zespół figur, które wykonuje samolot podczas pojedynczego zadania lotniczego: ataku na cele naziemne.

Do napędu współczesnych samolotów wielozadaniowych stosuje się dwuprzepływowe turbiny odrzutowe z mieszalnikiem strumieni i wspólnym dla obu kanałów dopalaczem [9, 12, 13]. Na rysunku 2 przedstawiono przekrój silnika F 100 PW 229 stanowiącego napęd samolotu F-16, który jest obecnie montowany w Polsce w WSK PZL-Rzeszów S.A.

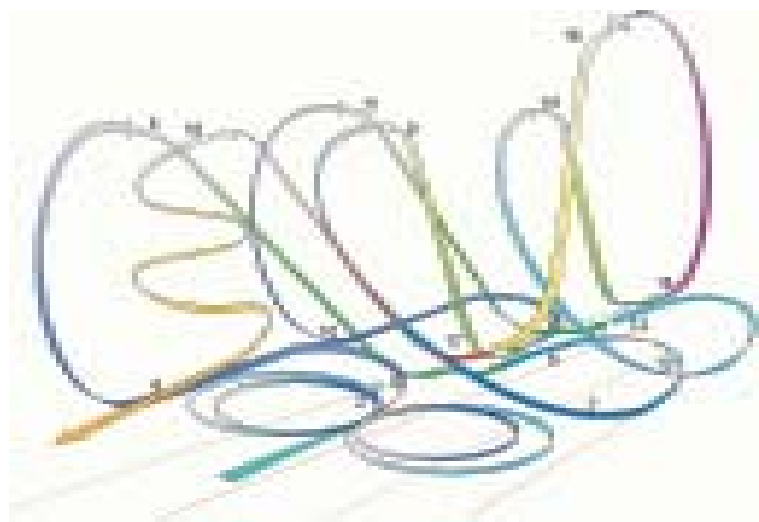
Przejsie z silników jednoprzepływowych, stosowanych do napędu samolotów naddźwiękowych III generacji do silników dwuprzepływowych samolotów IV generacji było wynikiem dążenia do zwiększania ekonomiczności silników i obniżania masy jednostkowej, a także lepszymi możliwościami „dopasowania” charakterystyk zespołu napędowego – dwuprzepływowych i samolotu w wymaganym zakresie prędkości lotu. Uzyskanie lepszych wskaźników jednostkowych i charakterystyk silników dwuprzepływowych miało miejsce dzięki postępowi w zakresie aerodynamiki, wymianie ciepła, inżynierii materiałowej, technologii.

perature in intersection before turbine) due to the maximization of engine specific thrust k_f and minimization of specific fuel usage c_f as the internal engine characteristics [13]. An engine and an aircraft are the complex dependence system, which is additionally complicated by a flight task. In order to fulfill the task there is a necessity for searching the optimum parameters not for the single parameters of a system, for example an engine or an airframe, but for the total system (that is including the task).

Among the papers in which the complex assessment of turbine engine parameters was done some are worth mentioning [6, 8, 10, 14]. The authors of these papers focused on the analysis of the selection criteria of the engine cycle for a transport long-range aircraft of the and the helicopter.

There are no publications in which the problem of the selection of engine parameters and determinations of its optimum characteristics for multi-purpose engine is described. These problems are partially described in the papers [7, 9, 15, 16, 17], but the analyses concern the issues connected with the optimization of the constructional scheme of an engine, not the physical aspects of the selection of engine parameters for an aircraft.

Nowadays in the group of multi-purpose aircrafts there are: F-14, F-16, Mig 29, JAS 39 Gripen, EF 2000 and Mirage 2000. One of the features which characterizes the multi-purpose aircraft is an ability to perform different tasks during one mission, for example air interception on a big altitude, air fight on the small altitude, and also fighting area support. All these tasks are different; they have different altitude, flight velocity, manoeuvres, and energy resources of the power unit.



Rys. 1. Figury wykonywane przez samolot wielozadaniowy podczas ataku celów naziemnych [14]; 1 – wiraż o kąt 45°, 2 – wiraż o kąt 60°, 3 – półwiraż w lewo, 4 – zwrot bojowy w lewo, 5 – nurkowanie, 6 – półwiraż w prawo, 7 – zwrot bojowy w prawo, 8 – nurkowanie, 9 – półwiraż w lewo, 10 – zwrot bojowy w lewo, 11 – nurkowanie, 12 – półwiraż w prawo, 13 – zwrot bojowy w prawo, 14 – nurkowanie, 15 – „imelmann”, 16 – nurkowanie, 17 – górką, 18 – spirala

Fig. 1. Aerobatics performed by multi-purpose aircraft during ground target attack [14]; 1 – climbing turn 45°, 2 – climbing turn 60°, 3 – half-climbing turn left, 4 – combat turn left, 5 – diving, 6 – half-climbing turn right, 7 – combat turn right, 8 – diving, 9 – half-climbing turn left, 10 – combat turn left, 11 – diving, 12 – half-climbing turn right, 13 – combat turn right, 14 – diving, 15 – “imelmann”, 16 – diving, 17 – pull-up, 18 – spiral

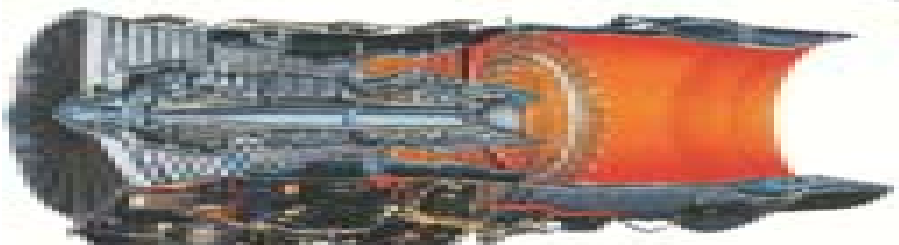
Cechą szczególną silników IV generacji jest wysoka temperatura spalin przed turbiną ($T_3^* = 1700\text{--}1775\text{ K}$) przy stosunkowo niewielkich wartościach sprężu sprężarki ($\pi_s^* = 26\text{--}32$) oraz małych stopniach dwuprzepływowości α . Wybór wartości stopnia dwuprzepływowości zależy od typu samolotu, jego przeznaczenia i przede wszystkim udziału fazy lotu pod- i naddźwiękowej do całego czasu trwania lotu.

Wartości α dla samolotów myśliwskich znajdują się w przedziale 0,15–0,65, a w przypadku silnika F 101 GE 102, stanowiącego napęd bombowca strategicznego B1B – $\alpha = 2$. Dzięki temu uzyskuje się mniejsze wartości jednostkowego zużycia paliwa w zakresach pracy bez dopalania. Skutkiem tego jest jednak pogorszenie ekonomiczności silnika na zakresach pracy z włączonym dopalaczem. Najmniejsze wartości α mają silniki PW 1120 i F 404 (odpowiednio 0,15 i 0,34) przez co charakteryzuje je bardzo duża wartość ciągu jednostkowego k_j i stosunkowo niewielkie c_j . Silniki samolotów naddźwiękowych różnią się od silników samolotów poddźwiękowych wymogiem tzw. „wielozakresowości”. Na przykład silnik „myśliwca” z jednej strony powinien zapewniać duży ciąg podczas rozpędzania i przechwytywania naddźwiękowych celów powietrznych na dużych wysokościach oraz na średnich wysokościach podczas prowadzenia walk powietrznych. Z drugiej strony silnik powinien zapewniać minimalne zużycie paliwa na zakresach pod- i naddźwiękowych prędkości lotu zarówno na dużych, jak i małych wysokościach. Dla samolotu wielozadaniowego, którego lot odbywa się w znacznej mierze na zakresach poddźwiękowych, wybiera się silniki dwuprzepływowe z mieszalnikiem strumieni i dopalaczem, dla których cechą charakterystyczną są stopnie dwuprzepływowości rzędu 2...2,5 [1, 2, 5, 6, 8]. Zmniejszenie udziału zakresów poddźwiękowych kosztem znacznego wydłużenia lotu z prędkościami ponaddźwiękowymi powoduje konieczność obniżenia wartości stopnia dwuprzepływowości do 1...0,5 a nawet mniejszych. Jeśli najważniejszym wymaganiem dla samolotu jest długotrwały lot na małych wysokościach z prędkością naddźwiękową to konieczne jest stosowanie silnika dwuprzepływowego o stosunkowo niewielkiej wartości stopnia dwuprzepływowości, mniejszego od 0,4 lub w ogóle zastosowanie silnika jednoprzepływowego ale z dopalaczem.

Statystyka wybranych parametrów obiegu porównawczego silników (tab. 1) znajdujących się w eksploatacji, oraz wyniki analiz zbiorczych przedstawione w [10, 14] wskazują, że nie istnieje prawo fizyczne, kryterium jakości, zasada w sensie empirycznym, którą kierowałiby się konstruktorzy przy wyborze parametrów silnika [14, 19]. Nawet przy jednakowym poziomie temperatury T_3^* wybrane wartości π_s^* i α dla silników do samolotów o tym samym przeznaczeniu

W Fig. 1 the set of aerobatics performed during a single task: ground target attack is shown.

For the power of contemporary multi-purpose aircrafts the turbofan-jet engines with a jet mixer and common for both ducts afterburner are used [9, 12, 13]. In Fig. 2 the engine intersection F 100 PW 229 which is a power unit for F-16 now assembled in Poland in WSK PZL-Rzeszów S.A. is shown.



Rys. 2. Przekrój silnika F 100 PW 229 do samolotu F-16 [21]

Fig. 2. Diagram of F 100 PW 229 engine for F-16 [21]

The change from the turbojet engines used for the power units of supersonic aircrafts of the III generation to the turbofan engines of the IV generation engines was the result of the pursuit to being more economical and to decrease their specific mass, and also with the better possibility of “fitting” the power units characteristics – by pass and an aircraft within the required flight velocity. As the result of the development and innovation within aerodynamics, heat exchange, materials engineering and technology it was possible to get better specific indexes and characteristics of the turbofan engines.

The special feature of the IV generation engines is high temperature of exhaust gas before turbine ($T_3^* = 1700\text{--}1775\text{ K}$) at the low values of the compression of the compressor ($\pi_s^* = 26\text{--}32$) and small by-pass ratio „ α ”. The choice of by-pass ratio depends on the aircraft type, its purpose, and mainly on the fraction of the flight phase sub and supersonic to the time of the flight. The value of α for fighters is from 0.15–0.65, and in case of F 101 GE 102 engine which is a power unit for strategic bomber B1B – $\alpha = 2$. Thanks to this the values of specific fuel usage on the work range without afterburning are lower. On the other hand the engine on the work ranges with the afterburner on is less economical. The lowest α values are in case of the PW 1120 and F404 (respectively 0.15 and 0.34) and they are characterized by high value of the specific thrust k_j and quite a small c_j . As for the so-called “multi-range” the engines of supersonic aircrafts are different than the subsonic ones. For example, the engine of the “fighter” on the one hand should have a big thrust while accelerating and interception of supersonic air targets at big altitudes and at average altitudes during the air fights. On the other hand the engine should have minimal fuel usage on the sub and supersonic ranges of flight velocities both at big and small altitudes. For the multi-purpose aircraft,

czeniu mogą różnić się nawet dwukrotnie. Wskazuje to na to, że przy wyborze parametrów silnika w wielu przypadkach odstępuje się od obliczeniowych, optymalnych dla silnika wartości. Zauważalne jest to, że żadnej ogólnej tendencji w relacji pomiędzy parametrami nie zauważa się. Co zatem determinuje i ogranicza ten wybór? Czy można wskazać fizyczne reguły ten wybór określające? Jak wybierać „punkt obliczeniowy” dla silnika i jak zadanie lotnicze realizowane przez samolot wielozadaniowy determinuje wybór tego punktu? Czy można znaleźć taki zbiór wskaźników zespołu napędowego, który spełni kryteria efektywności samolotu?

2. Przegląd problemów związanych z wyborem parametrów obiegu porównawczego silnika

W celu poznania fizycznych aspektów związanych z wyborem optymalnych parametrów cieplno-przepływowych silnika turbinowego i ich wpływu na charakterystyki samolotu należy:

- wskazać kryteria oceny efektywności samolotu oraz określić ich związki z parametrami silnika,
- wybrać punkt obliczeniowy dla silnika (zakres pracy, warunki lotu),
- wybrać parametry silnika, które podlegać będą optymalizacji.

W zadaniach optymalizacji stosuje się zwykle uproszczone modele obliczeniowe zarówno samolotu jak i silnika. Wymagany stopień uproszczenia określony jest koniecznością zachowania fizycznej i jakościowej zgodności modelu obliczeniowego z obiektem badanym. Jednym ze sposobów stosowanych w celu rozwiązania postawionego zadania jest wykorzystanie w trakcie budowy modelu parametrów uogólnionych w postaci bezwymiarowej. Pozwala to zmniejszyć liczbę zmiennych w zadaniu, zmniejszyć wymiar problemu i uniknąć trudności związanych z przeliczaniem bardzo wielu wariantów rozwiązań.

3. Model matematyczny samolotu i silnika

Ruch samolotu poruszającego się z prędkością V w układzie współrzędnych (H, L) opisują równania [4, 14]:

$$m \frac{dV}{dt} = K - P_x - mg \sin \theta, \quad (1)$$

$$mV \frac{d\theta}{dt} = P_z - mg \cos \theta, \quad (2)$$

whose flight is mainly at subsonic ranges the turbofan engines with a jet mixer and afterburner are chosen, for which their characteristic feature is their by-pass ratio of about 2...2.5 [1, 2, 5, 6, 8]. The decrease of the subsonic ranges at the cost of flight lengthening with the supersonic velocities causes the necessity of lowering the value of the by-pass ratio to 1...0.5 and even lower. If the most important requirement for an aircraft is long-lasting flight at small altitudes with the supersonic velocity, it is necessary to use turbofan engine with the low value of the by-pass ratio, lower than 0.4 or the use of the turbojet engine but with afterburner.

The statistics of the chosen parameters of the engine comparative cycle (Tab. 1) in operation, and the analyses results in [10, 14] show that there is a physical law, quality criterion, rule in an empirical sense, which constructors would take into account while choosing the engine parameters [14, 19].

Even at the same temperature level T_3^* , some of the values

π_s^* and α for the aircraft engines with the same purpose can differ, even twice. It shows that while choosing the engine parameters in many cases backs out of the analytical, optimum for the engine values. It is noticeable that there is no

Tab. 1. Wybrane parametry przykładowych silników dwuprzepływowych [14, 21]

Table 1. Chosen parameters of exemplary turbofan engines [14, 21]

Model silnika/ Engine model	Samolot/ Aircraft	Ciąg K [daN] (bez dopalania/ z włączonym dopalaczem)/Thrust K [daN] (without afterburning/with afterburner on)	c_j [kg/daNh]	m [kg/s]	π_s^*	T_3^* [K]	α
F-404-400	F/A-18 Hornet, Jas39 Gripen	4890/7120	-/1,89	64,5	25	1600	0,34
F-100-PW-229	F-15,F-16	7920/12950	-/2,09	103	33,6	1775	0,36
F-100-GE-100	F-15,F-16	7120/12280	-/2,1	113	30,4	1672	0,87
F-100-GE-129	F-16C/D	7570/14060	-/1,94	122	30,7	1680	0,76
M-53	Mirage-2000	5492/8336	0,89/2,42	84	8,5	1373	0,4
M-88	Rafale C/D/M	5000/7500	0,8/1,8	67	26	1600	0,25
RB-199	Tornado	4300/7470	-/-	74,6	25	1600	1
EJ200	EF2000	5790/8900	0,75/1,7	77	26	1700	0,4

general tendency in the relation between parameters. What therefore determines and limits this choice? Is it possible to show physical rules which determine this choice? How to choose “design point” for the engine and what aircraft task fulfilled by the multi-purpose aircraft determines the choice of this point? Is it possible to find such a set of power unit indexes, which will fulfill the performance criterion of an aircraft?

oraz

$$\frac{dH}{dt} = V \sin \theta, \quad (3)$$

$$\frac{dL}{dt} = V \cos \theta, \quad (4)$$

$$g \frac{dm_{pal}}{dt} = -G_{pal}, \quad (5)$$

gdzie: m – masa samolotu, V – prędkość lotu samolotu, t – czas lotu, K – ciąg silnika, P_x – siła oporu aerodynamicznego, P_z – siła nośna, θ – kąt wznoszenia (kąt nachylenia do linii horyzontu stycznej do trajektorii lotu [4, 14]), H – wysokość lotu, L – zasięg, m_{pal} – masa paliwa, G_{pal} – ciężar paliwa, g – przyspieszenie ziemskie 9,81 [m/s²].

Podczas badania ruchu samolotu na podstawie równań (1)–(5) wymaga się analizy całego szeregu wariantów o zadanej geometrii, charakterystykach aerodynamicznych, na płaszczyźnie fazowej zmiennych, co znacznie komplikuje znalezienie właściwego rozwiązania. Przejście na model bezwymiarowy pozwala znacznie uprościć zadanie. Dzięki temu jest on zwarty, algorytm pozwala rozważać szereg podobnych bezwymiarowych wariantów, które w końcowym etapie mogą w prosty sposób znaleźć swój właściwy wymiar. Rozpatrywane poniżej parametry uogólnione w postaci bezwymiarowej nie stanowią w czystej postaci kryteriów podobieństwa, ponieważ w modelu matematycznym nie uwzględnia się zmiany liczby Re, luzów wierzchołkowych w silniku itp. Wyznaczone w oparciu o teorię podobieństwa uogólnione parametry bezwymiarowe charakteryzują silnik i samolot, a przedstawić je można w postaci wzorów:

– bezwymiarowy parametr ciągu silnika

$$\bar{K}_{sil} = \frac{K}{A_0 p_H}, \quad (6)$$

gdzie: A_0 – pole przekroju na wlocie do wentylatora (sprężarki niskiego ciśnienia), p_H – ciśnienie na wysokości H .

Znając parametry termogazodynamiczne obiegu porównawczego silnika można bezwymiarowy parametr ciągu przedstawić w postaci związanej bezpośrednio z ciągiem jednostkowym i warunkami lotu:

$$\bar{K}_{sil} = \frac{k}{a_0} Ma \sqrt{\frac{T_0}{T_H}} k_j, \quad (6a)$$

gdzie: k – wykładnik adiabaty dla powietrza, a_0 – prędkość dźwięku na wysokości $H=0$, Ma – prędkość lotu wyrażona liczbą Macha na wysokości H , T_0 – temperatura na wysokości $H=0$, T_H – temperatura na wysokości lotu H , $k_j = k_j(\pi_s^*, T_3^*, \alpha)$ – ciąg jednostkowy silnika,

– względny wymiar zespołu napędowego (ZN):

$$S_{ZN} = \frac{i A_0}{S_{SK}}, \quad (7)$$

gdzie: i – liczba silników, S_{SK} – powierzchnia skrzydeł samolotu,

2. Problems connected with the parameters choice of the comparative cycle of an engine

In order to get to know the physical aspects connected with the choice of optimum thermal-flow parameters of the turbine engine and their influence on the aircraft characteristics we should:

- show the assessment criterion of the aircraft performance and decide on their relation with the engine parameters,
- choose the design point for an engine (work range, flight conditions),
- choose engine parameters which would be subjected to optimization.

In the optimization tasks usually the simplified analytical models are used both for the aircraft and the engine. The required degree of simplifications is determined by the necessity and retaining the physical and qualitative compatibility of the analytical model with the researched model. One of the way to solve the task is the use, while model constructing, the general parameters of a non-dimensional form. It enables to decrease the number of variables in the task, and to decrease the dimension of the problem and avoid difficulties connected with recalculating a lot of solutions.

3. Mathematical model of an aircraft and an engine

The aircraft movement in the co-ordinate system connected with the aircraft velocity V is described by the equations [4,14] (1)–(5)

where: m – aircraft mass, V – flight velocity, t – flight time, K – engine thrust, P_x – drag force, P_z – aerodynamic lift, θ – climb angle (inclination angle to the horizon line tangent to the flight trajectory [4, 14]), H – flight height, L – range, m_{pal} – fuel mass, G_{pal} – fuel weight, g – gravitational acceleration 9.81 [m/s²].

While researching the aircraft movement on the basis of equations (1)–(5) the whole analysis of many variants with the certain geometry and aerodynamic characteristics on the phase plane of variates is required, this makes finding the proper solution more complex. The change for the non-dimensional model makes this task easier. Thanks to this change the model is compact, algorithm enables to consider plenty of similar variants, which at the final stage, can find in an easy way their proper dimension. The considered parameters in the non-dimensional form are not the real similarity criterion, as in the mathematical model the change of Re number, tip clearance in the engine etc. is not taken into account. The general non-dimensional parameters, determined on the basis of the theory of similarity, describe the engine and the aircraft and they can be presented as the equations: – non-dimensional parameter of engine thrust, eq. (6) where: A_0 – intersection area on the fan inlet (compressors of low pressure), p_H – pressure on the height H .

When we know the thermo-gas-dynamical parameters of the comparative cycle of the engine the non-dimensional parameter of the thrust might be featured in a different form directly connected with the specific thrust and the flight conditions, eq. (6a):

– względne obciążenie skrzydła

$$\psi = \frac{mg}{S_{SK} p_H}, \quad (8)$$

– parametr względnego obciążenia ciągu

$$\nu = \frac{\overline{K}_{sil} S_{ZN}}{\psi}, \quad (9)$$

– parametr względny siły oporu aerodynamicznego

$$\overline{X} = \frac{P_X}{S_{SK} p_H}, \quad (10a)$$

i siły nośnej

$$\overline{Z} = \frac{P_Z}{S_{SK} p_H}. \quad (10b)$$

Podstawiając parametry wyrażone wzorami (6)–(10) do układu równań (1)–(5) oraz wykonując niezbędne przekształcenia, równania ruchu samolotu przyjmują postać:

$$\frac{dMa}{dt} = \frac{g}{a_H} \left(\frac{S_{ZN} \overline{K}_{sil} - \overline{X}}{\psi} - \sin \theta \right) - Ma^2 \frac{da_H}{dH} \sin \theta, \quad (11)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{g}{a_H Ma} \left(\frac{\overline{Z}}{\psi} - \cos \theta \right), \quad (12)$$

$$\frac{d\psi}{dt} = \frac{g \Phi_{pal} S_{ZN} \sqrt{RT_H}}{W_u} - \frac{\psi}{p_H} \frac{dp_H}{dH} \operatorname{tg} \theta, \quad (13)$$

gdzie: względna masa zużytego paliwa

$$\Phi_{pal} = \frac{g m_{pal} W_u}{A_0 p_H \sqrt{RT_H}}, \quad (14)$$

Ma – prędkość wyrażona liczbą Macha, a_H – prędkość dźwięku na wysokości H , W_u – wartość opałowa paliwa.

Równanie (13) wiąże masę samolotu (parametr y) z masą spalonego podczas lotu paliwa (parametr F_{pal}). W równaniach (11)–(14) parametry silnika \overline{K}_{sil} i F_{pal} zależą od charakteru przebiegu procesów termo-gazodynamicznych, warunków lotu i sterowania silnikiem. Model silnika – dwuprzepływowego, dwuwirnikowego z mieszalnikiem strumieni i dopalaczem, zbudowano w oparciu o publikacje [3, 13, 14].

4. Dobór parametrów energetycznych do zadania lotniczego

Związek między parametrami geometrycznymi silnika i samolotu dla różnych warunków lotu uwzględnia się parametrem S_{ZN} , który wyznacza się przekształcając równanie (11) do postaci:

$$S_{ZN} = \frac{a_H}{g} \frac{dMa}{dt} \frac{\Psi}{K_{sil}} + \sin \theta \frac{\Psi}{K_{sil}} \left(1 + \frac{a_H}{g} Ma^2 \frac{da_H}{dH} \right) + \frac{kc_x Ma^2}{2K_{sil}}, \quad (15)$$

gdzie c_x – współczynnik siły oporu aerodynamicznego.

Jeżeli dobór silnika do samolotu występuje w fazie lotu poziomego, ustalonego, to równanie (15) upraszcza się do postaci:

where: k – adiabat exponent for the air, a_0 – speed of sound on the height $H = 0$, Ma – flight velocity in Mach number on the height H , T_H – temperature on the height $H = 0$, T_H – temperature on the flight height H , $k_j = k_j(\pi_s^*, T_3^*, \alpha)$ – specific thrust of the engine, relative dimension of the power unit (ZN), eq. (7):

where: i – number of engines, S_{SK} – the surface of aircraft wings,

– relative wing loading, eq. (8)

– relative thrust loading parameter, eq. (9)

– relative parameter of aerodynamic drag force, eq. (10a)

and aerodynamic lift, eq. (10b)

By the substitutions of the parameters in formulae (6)–(10) to the equations (1)–(5) and by doing some essential transformations, the equation of motion of the aircraft has the following form, eq. (11)–(13):

where: relative mass of the used fuel, eq. (14), Ma – velocity in Mach number, a_H – speed of sound on the H height, W_u – net calorific value.

The equation (13) connects the aircraft mass (parameter y) with the mass of fuel burnt during the flight (parameter F_{pal}). In the equations (11–14) the engine parameters \overline{K}_{sil} and F_{pal} depend on the course of the thermo-gas-dynamic process, flight conditions and engine control. The engine model-turbofan, two-spool with a flow jet mixer and afterburner was built on the basis of [3, 13, 14].

4. The choice of power parameters for the flight task

The relation between the geometrical parameters of an engine and an aircraft for different flight conditions is described by the S_{ZN} parameter, which is determined after the transformation of the equation (11) to the form, eq. (15) where: c_x – aerodynamic resisting force coefficient.

If the selection of the engine for the aircraft is in the horizontal, steady flight, then the equation (15) has the form, eq. (16).

Generally at each stage of the flight task the minimal value of S_{ZN} can be determined. The pursuit for S_{ZN} minimization results from the pursuit to get the engine with the smallest (among the justified, in a physical, constructional, and technological solutions) overall dimensions and the lowest mass.

To the set of input data which determine the engine parameters belong:

– by-pass ratio a , compression of the compressor and the fan in total parameters π_s^* and π_w^* , temperature of exhaust gas before turbine T_j , temperature of exhaust gas in afterburner T_{dop}^* ,
– analytical performance values of the fan, compressor, turbines, combustion processes in the combustion chamber and afterburner,

$$S_{ZN} = \frac{kc_x Ma^2}{2K_{sil}} \quad (16)$$

W ogólnym przypadku, w każdym fragmencie zadania lotniczego można określić minimalną wartość S_{ZN} . Dążenie do minimalizacji parametru S_{ZN} wynika z dążenia do uzyskania silnika o najmniejszych (spośród rozwiązań fizycznie, konstrukcyjnie i technologicznie uzasadnionych) rozmiarach gabarytowych i najmniejszej masie.

Do zbioru danych wejściowych, które determinują parametry silnika należą:

- stopień dwuprzepływowości a , spręż sprężarki i wentylatora w parametrach spiętrzenia π_s^* i π_w^* , temperatura spalin przed turbiną T_3^* , temperatura spalin w dopalaczu T_{dop}^*
- obliczeniowe wartości sprawności wentylatora, sprężarki, turbin, procesów spalania w komorze spalania i dopalaczu,
- współczynniki strat ciśnienia, współczynniki prędkości w dyszach.

Wszystkie powyższe wartości przyjęto według [13, 14].

Do obliczeń wstępnych samolotu przyjęto następujące dane:

- charakterystyki aerodynamiczne w postaci zależności współczynnika siły nośnej $c_z = f(Ma)$, współczynnika siły oporu aerodynamicznego $c_x = f(Ma)$ według [4, 14],
- obciążenie skrzydła Y (dla samolotów wielozadaniowych wartość tego współczynnika dla $H=0$ przyjmuje się w przedziale 0,03–0,045 [2]),
- ograniczenia na start: długość rozbiegu, wartość współczynnika tarcia tocznego kół samolotu o nawierzchnię pasa startowego,
- profil zadania lotniczego $H(t)$ i $Ma(t)$.

W oparciu o przyjęte dane przeprowadzono analizę wpływu ciągu bezwymiarowego silnika $\overline{K_{sil}}$ na S_{ZN} . Na rysunku 3 przedstawiono wpływ wartości $\overline{K_{sil}}$ dla wybranych warunków lotu na wartość parametru geometrycznego S_{ZN} .

Obszar objęty pionowymi liniami, wyznacza, dla przykładu, zakres zmian $\overline{K_{sil}}$ dla silnika samolotu F-16 bez włączonego dopalacza (lewa granica dla $H=0$) i z włączonym dopalaczem (prawa granica, dla $H=12\,000$ m). Pozioma linia przerywana odpowiada wartości parametru S_{ZN} dla samolotu F-16.

Obszar objęty pionowymi liniami, wyznacza, dla przykładu, zakres zmian $\overline{K_{sil}}$ dla silnika samolotu F-16 bez włączonego dopalacza (lewa granica dla $H=0$) i z włączonym dopalaczem (prawa granica, dla $H=12\,000$ m). Pozioma linia przerywana odpowiada wartości parametru S_{ZN} dla samolotu F-16.

Start samolotu jest jednym z krytycznych fragmentów lotu samolotu, który nakłada znaczne ograniczenia na charakterystyki samolotu. Start charakteryzowany jest m.in. długością rozbiegu L_r . Na długość rozbiegu składa się długość odcinka, na którym samolot przyspiesza oraz odcinka, na

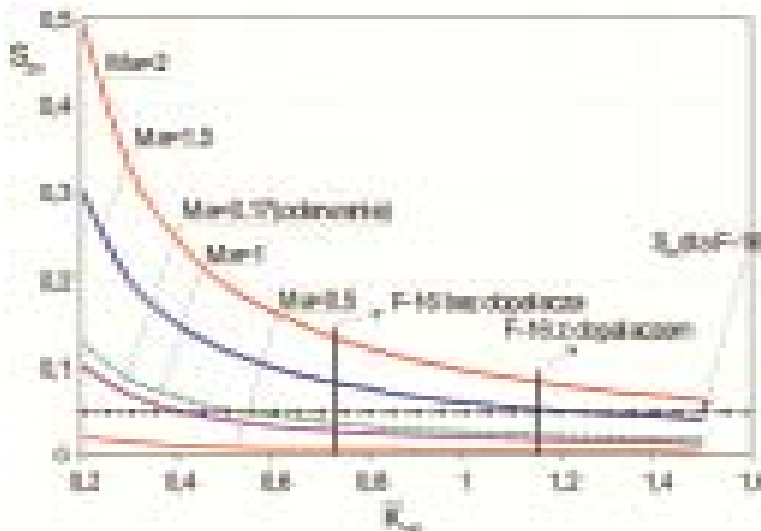
– loss pressure coefficient, velocity coefficient in nozzle guide vanes.

All the above values were accepted on the basis of [13, 14].

For the preliminary calculations of an aircraft the following data were accepted:

- aerodynamic characteristics in the form of relation of aerodynamic lift coefficient $c_z = f(Ma)$, aerodynamic resisting force coefficient $c_x = f(Ma)$ according to [4, 14],
- wing loading Y (for the multi-purpose aircraft the value of this coefficient for $H=0$ is accepted in the range 0.03–0.045 [2]),
- limitations at the take-off: length of the take-off run, the value of rolling friction coefficient of the aircraft against the runway surface,
- flight task profile $H(t)$ and $Ma(t)$.

On the basis of the accepted data the analysis of the thrust influence of the non-dimensional engine $\overline{K_{sil}}$ on S_{ZN} was done. In Fig.3 the influence of $\overline{K_{sil}}$ for the chosen flight conditions on the geometrical parameter S_{ZN} was shown.



Rys. 3. Wpływ $\overline{K_{sil}}$ na wartość S_{ZN} dla różnych warunków lotu (wyrażonych liczbą Ma)

Fig. 3. Influence of $\overline{K_{sil}}$ on S_{ZN} for different flight conditions (expressed by the Ma number)

The marked area determines the range of changes $\overline{K_{sil}}$ for F-16 with the turned off afterburner (left border for $H=0$) and with the turned on afterburner (right border for $H=12\,000$ m). The horizontal broken line corresponds to the value of S_{zn} parameter for F-16.

The aircraft take-off is one of the critical moments in the flight which imposes significant limits on the aircraft. The take-off is characterized by the length of take-off run L_r . The take-off run consists of the length of the runway where an aircraft accelerates and the length of the runway where an aircraft goes up until it gains the safety altitude. When we compare the velocity energy at the moment of lift-off with the work of forces [14] we have the eq. (17),

którym samolot wznosi się w celu uzyskania bezpiecznej wysokości. Porównując energię kinetyczną samolotu w chwili oderwania z pracą sił działających na samolot [14] otrzymuje się równanie:

$$[K - (P_x + P_{x0})]V = m \frac{d}{dt} \left(\frac{V^2}{2} \right), \quad (17)$$

gdzie: $P_{x0} = qc_{x0}S_{SK} + \mu_0(mg - qc_{z0}S_{SK})$ – siła dodatkowego oporu aerodynamicznego w trakcie startu, $q = \frac{1}{2}c_{x0}S_{SK}$ – ciśnienie dynamiczne, c_{x0} – współczynnik dodatkowego oporu aerodynamicznego (np. podwozia samolotu) podczas startu, μ_0 – współczynnik tarcia tocznego kół samolotu o nawierzchnię pasa startowego.

Wiedząc, że $dL_r = Vdt$, to podstawiając parametry wyrażone wzorami (6)–(10) do równania (17) oraz wykonując niezbędne przekształcenia otrzymuje się wyrażenie wiążące długość rozbiegu L_r z obciążeniem ciągu \bar{K}_{SIL} i obciążeniem skrzydła ψ w postaci:

$$, \quad (18)$$

gdzie: Ma_0 – prędkość względna samolotu w chwili oderwania, $\xi_0 = c_x + c_{x0} - \mu_0 c_{z0}$.

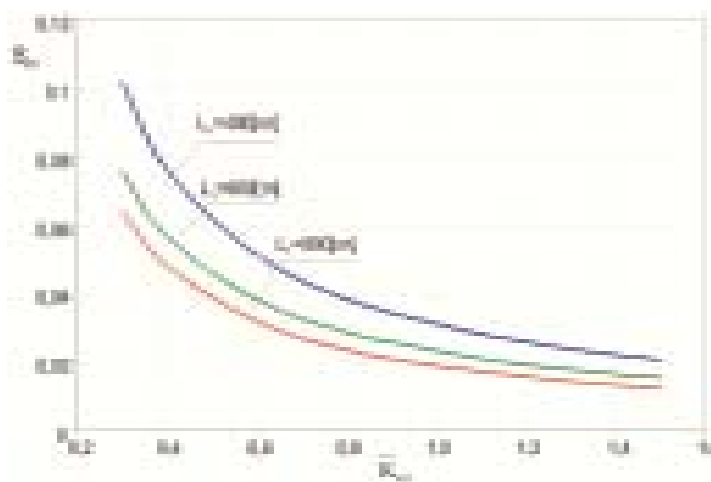
Na rysunku 4 przedstawiono zależność S_{ZN} w funkcji parametru \bar{K}_{SIL} dla wykonania procedury startu na określonej długości drogi rozbiegu. Skrócenie drogi startu możliwe jest – w przypadku stałej geometrii samolotu i silnika – tylko poprzez wzrost ciągu silnika (wzrost \bar{K}_{SIL}) – a w rzeczywistości przez podniesienie parametrów obiegu silnika lub wykorzystanie dopalania. Użycie w warunkach startu dopalacza (przy założeniu, że wartość ciągu nie uległa zmianie) pozwala obniżyć wymiary gabarytowe silnika tzn. pozwala zmniejszyć powierzchnię wlotu A_0 i tym samym zmniejszyć masowe natężenie przepływającego powietrza. Natomiast w przypadku, gdy niemożliwa jest zmiana parametrów termogazodynamicznych opisujących obieg silnika, czyli dla stałej wartości parametru \bar{K}_{SIL} , skrócenie drogi startu możliwe jest poprzez zwiększenie parametru S_{ZN} . Oznacza to konieczność zwiększenia średnicy silnika i wzrost masowego natężenia przepływu powietrza. W efekcie wzrosnie stopień dwuprzepływowości i masa silnika. Podstawiając do wzorów (16) i (18) wyrażenia na w postaci (6a) możliwe jest zbadanie wpływu wybranych parametrów obiegu silnika na wartość S_{ZN} . Na rysunku 5 przedstawiono wpływ stopnia dwuprzepływowości a na S_{ZN} dla wybranych warunków lotu tj. dla startu i ustalonego lotu poziomego z zadaną prędkością i na określonej wysokości. Obliczenia cha-

where: $P_{x0} = qc_{x0}S_{SK} + \mu_0(mg - qc_{z0}S_{SK})$, force of additional aerodynamic resistance during the take-off, $q = \frac{1}{2}c_{x0}S_{SK}$, dynamic pressure, c_{x0} – coefficient of additional aerodynamic resistance (e.g. undercarriage) during the take-off, μ_0 – rolling friction coefficient of aircraft wheels against the surface of the runway.

Having known that $dL_r = Vdt$ and when we substitute the parameters (6–10) to the equation (17) and by doing some essential transformations we have the expression which connects the length of take-off run L_r with the thrust loading \bar{K}_{SIL} and the wing loading ψ , eq. (18),

where: – relative velocity of the aircraft during the lift-off, and $\xi_0 = c_x + c_{x0} - \mu_0 c_{z0}$.

In Fig. 4 the dependence of S_{ZN} in the function of parameter \bar{K}_{SIL} for take-off and with the length of take-off run was described. The shortening of the take-off run is possible in case of constant geometry of the aircraft and the engine, only when we increase the engine thrust, an (increase \bar{K}_{SIL}) – and when we increase the circulation parameters of the engine or with the use of afterburning. The use of afterburner during the take-off (assuming that the thrust does not change) enables to decline the overall dimensions of the engine and it lets decrease the intake A_0 and at the same time decrease the mass intensity of the flowing air. When it is impossible to change the thermo-gas-dynamic parameters which describe the engine circulation, thus for the $\bar{K}_{SIL} = \text{constant}$, the shortening of the take-off run is possible by the increase of the S_{ZN} parameter. It means the necessity of the increase the engine diameter and the growth of mass intensity of the air flow. As the result the by-pass ratio and engine mass will increase. When we substitute to the equations (16) and (18)



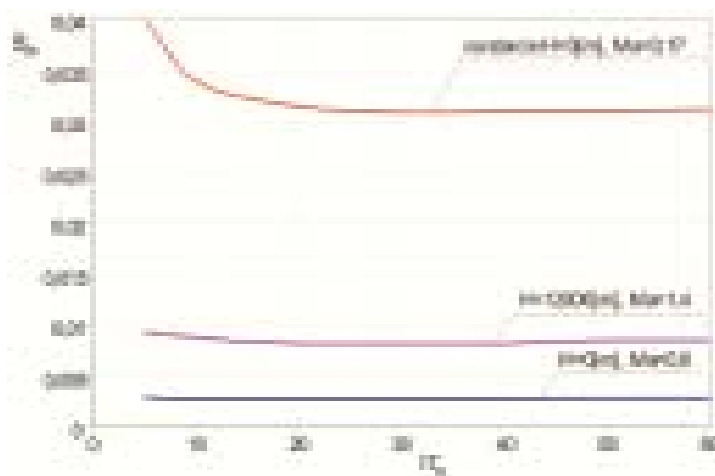
Rys. 4. Wpływ długości drogi rozbiegu samolotu L_r na wartość S_{ZN} w zależności od \bar{K}_{SIL} ($H = 0$)

Fig. 4. The influence of length of the take-off run L_r on the value S_{ZN} depending on the \bar{K}_{SIL} ($H = 0$)

rakterystyk silnika przeprowadzono w oparciu o algorytm obliczeń silnika dwuprzepływowego z mieszalnikiem strumieni i dopalaczem przedstawiony w [14].

Jak wynika z wykresu przedstawionego na rys. 5 (przy założeniu niezmiennej geometrii samolotu – stała powierzchnia skrzydeł) to warunki startowe determinują geometrię silnika, bowiem uzyskiwane wartości parametru „dopasowania” silnika i samolotu S_{ZN} są w tych warunkach największe. Lot poddźwiękowy zarówno na małej i dużej wysokości nie stanowi kryterium granicznego S_{ZN} , podobnie zresztą jak lot naddźwiękowy na dużej wysokości. Wartości parametru S_{ZN} są dla tych warunków ponad 2,5-krotnie mniejsze niż w warunkach startu. Takie rozwiązanie wynika z faktu prowadzenia obliczeń oparciu o równania, które determinują energetyczne zapotrzebowanie samolotu dla wykonania określonego fragmentu zadania. Dla pokonania oporów ruchu i oporów aerodynamicznych podczas startu, konieczne jest zwiększenie powierzchni wlotowej do silnika, co powoduje wzrost masowego natężenia przepływu powietrza i wzrost stopnia dwuprzepływowości.

Na rysunku 6 przedstawiono wpływ sprężu sprężarki na S_{ZN} również dla wybranych warunków lotu. Również w tym przypadku to warunki startowe decydują o wyborze wartości parametru S_{ZN} . Przy czym, w fazie startu, im większy jest spręż sprężarki tym wartość S_{ZN} zmniejsza się. Wpływ sprężu sprężarki na S_{ZN} jest istotny jedynie w trakcie startu, i to tylko w niewielkim zakresie zmiany sprężu. Przy sprężach większych, od 20 (gdy $T_3^* = \text{idem}$, $a = \text{idem}$) wpływ sprężu sprężarki na S_{ZN} jest nieznaczny (podobnie jak w trakcie lotu naddźwiękowego i poddźwiękowego). Przy sprężach rzędu 20...30 parametr S_{ZN} obliczony dla warunków startowych jest ponad trzykrotnie większy niż dla lotu poziomego, naddźwiękowego. Ważne jest również to, że dla spełnienia wymagań lotu naddźwiękowego wartość tego parametru jest większa ponad dwukrotnie niż dla lotu poddźwiękowego.

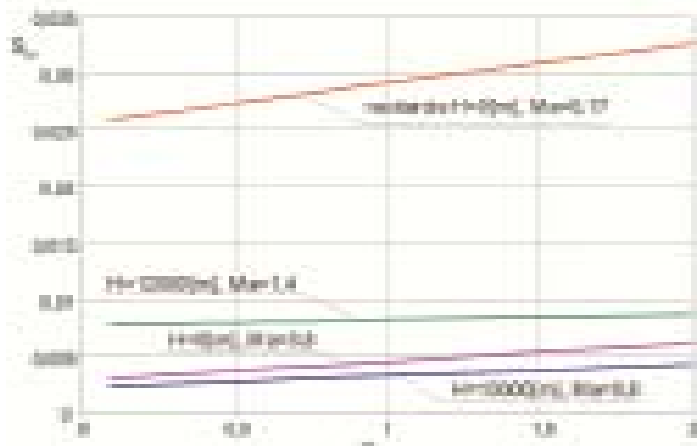


Rys. 6. Zależność parametru S_{ZN} od sprężu sprężarki dla wybranych warunków lotu

Fig. 6. Relation of S_{ZN} parameter from the compression of the compressor for different flight conditions

the \bar{K}_{sL} in the form (6a) it is possible to research the influence of the chosen parameters of the engine cycle on the S_{ZN} . In Fig. 5 the influence of by-pass ratio α on S_{ZN} for the chosen flight conditions, that is for the take-off and the agreed horizontal flight with the determined velocity and altitude is shown. The calculations of the engine characteristics were done on the basis of the calculation algorithm of the turbofan engine with the jet mixer and afterburner are presented in [14].

As it is shown in Fig. 5 (with unchangeable aircraft geometry – constant wing surface) the take-off conditions de-



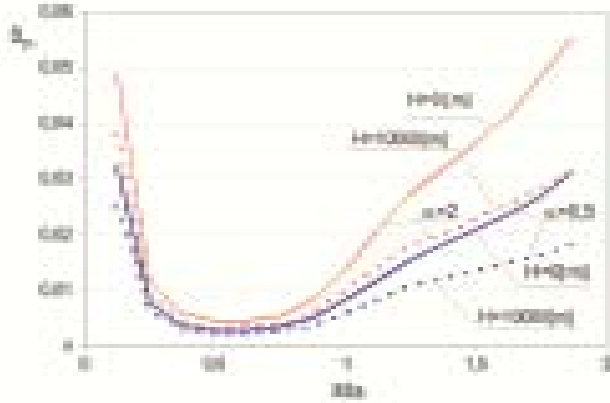
Rys. 5. Wpływ stopnia dwuprzepływowości a na S_{ZN} dla wybranych warunków lotu ($\pi_s^* = 20$, $T_3^* = 1775 \text{ K}$)

Fig. 5. The influence of by-pass ratio a on S_{ZN} for the chosen flight conditions ($\pi_s^* = 20$, $T_3^* = 1775 \text{ K}$)

termine the engine geometry as the obtained values of the “adjusting” parameter of the engine and the aircraft S_{ZN} are the biggest in these conditions. Subsonic flight both for a big and small altitude is not the limit criterion of S_{ZN} , similarly the supersonic flight for a big altitude. The values of S_{ZN} parameter are over 2.5-times smaller for these conditions than for the take-off conditions. Such a solution results from the fact that the calculations are done on the basis of the equations which determine the energy need of the aircraft to perform part of the task. In order to overcome movements resistance and aerodynamic resistance during the take-off it is necessary to increase the inlet engine surface what causes the growth of mass intensity of the air flow and the increase of by-pass ratio.

In Fig. 6 the influence of compressor compression on S_{ZN} for the chosen flight conditions is featured. Also, in this case the take-off conditions decide about the choice of S_{ZN} parameter. However, during the take-off the bigger is the compressor compression the smaller is the S_{ZN} value. The influence of the compressor compression on S_{ZN} is significant only during the take-off and only within the small range of the compression change. When the compression is bigger, from

Na rysunku 7 pokazano wpływ warunków lotu H , Ma i stopnia dwuprzepływowości a na wielkość S_{ZN} . Różnice widoczne są szczególnie w obszarze małych wartości prędkości lotu (startu) i w zakresie prędkości naddźwiękowych. Należy zauważyć, że to lot naddźwiękowy na małej wysokości determinuje wybór wartości S_{ZN} .



Rys. 7. Wpływ warunków lotu oraz stopnia dwuprzepływowości a na S_{ZN}

$$(\pi_s^* = 20, T_3^* = 1775 K)$$

Fig. 7. Influence of flight conditions and by-pass ratio a on S_{ZN}

$$(\pi_s^* = 20, T_3^* = 1775 K)$$

Dla uzupełnienia wyników obliczeń na rys. 8 przedstawiono w formie wykresu wpływ sprężu sprężarki na wartość S_{ZN} dla różnych warunków lotu i stałej wartości a .

Determinującymi wybór warunków lotu samolotu jako obliczeniowych są start i lot z dużymi prędkościami na małych wysokościach. Dla dużych wartości stopnia dwuprzepływowości i sprężu silnika wymiarujące są stany lotu z dużymi prędkościami naddźwiękowymi.

Należy mieć na uwadze fakt, że przy stałej geometrii samolotu zmiana parametru S_{zn} oznacza przede wszystkim zmianę pola przekroju czołowego silnika, co może w sposób niekorzystny (przy wzroście S_{zn}) wpływać na charakterystyki aerodynamiczne całego samolotu.

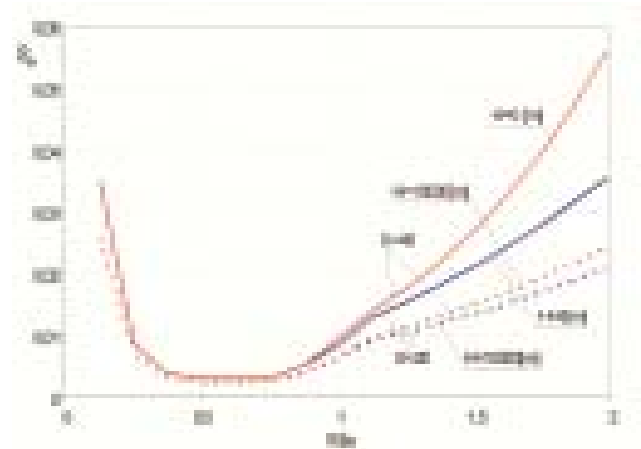
5. Kryteria oceny silnika w modelu samolotu i zadania lotniczego

Na etapie projektu wstępnego zadaniem koniecznym do rozwiązania jest „dopasowanie” charakterystyk samolotu i zespołu napędowego tzn. należy wyznaczyć optymalne rozmiary silnika i samolotu, określić optymalny zakres pracy silnika dla każdego fragmentu misji oraz dokonać wyboru optymalnych parametrów obiegu porównawczego silnika. Zadanie to nazywane jest zadaniem integracji zespołu napędowego i samolotu. Na etapie projektu wstępnego do modelowania tych charakterystyk i wzajemnych relacji między nimi stosuje się modele uproszczone. W charakterze niewiadomych, w zadaniu integracji, przyjmuje się:

1. Wymiar charakterystyczny samolotu, którym zwykle jest powierzchnia skrzydła S_{SK} . Wygodniejsze na etapie projektu wstępnego jest stosowanie parametrów bezwymiarowych, stąd w charakterze wymiaru charakterystyczne-

20 (when $T_3^* = \text{idem}$, $\alpha = \text{idem}$) the influence of compressor compression on S_{ZN} is insignificant (similarly as during the supersonic and subsonic sound). When the compression is about 20...30 the S_{ZN} parameter calculated for the take-off conditions is over three times bigger than for the horizontal flight, supersonic. It is also important that to meet the requirements of the supersonic flight the value of this parameter is over twice as high as for the subsonic flight.

In Fig. 7 the influence of flight conditions H , Ma and by-pass ratio a on S_{ZN} was shown. The differences are visible, especially in the range of small values of the flight (take-off) and within the supersonic velocity. The important matter is that supersonic flight on the small height determines the choice of S_{ZN} .



Rys. 8. Wpływ sprężu silnika i warunków lotu na wartość S_{ZN} ($a = 0,4$, $T_3^* = 1775 K$)

Fig. 8. Influence of the engine compression and flight conditions on S_{ZN}

In order to complete the results of the calculation in Fig. 8 the influence of the compressor compression on S_{ZN} for different flight conditions and constant a was featured as a graph.

One should take into consideration the fact that with the constant aircraft geometry the change of S_{ZN} means the change of frontal intersection area of the engine which may have a negative influence (with the growth of S_{ZN}) on the aerodynamic characteristics of the aircraft.

5. Criteria for engine assessment in an aircraft model and an aircraft task

At the stage of a preliminary project the necessary task is to “fit” the aircraft characteristics and the power unit, that is to determine the optimum size of an engine and an aircraft, to determine the optimum range of the engine work for each stage of the mission and to choose the optimum parameters of comparative cycle of the engine. This is called the task of integration of the power unit and the aircraft. During the preliminary project the simplified models are used for modeling the above characteristics and relations among them. In the integration task the unknown is:

- go przyjmuje się parametr względnego obciążenia skrzydła opisany wzorem (8).
- Wymiar charakterystyczny silnika A_{ϕ} tj. pole przekroju na wlocie do wentylatora. Ten parametr zastępuje się w analizie bezwymiarowej względnym wymiarem zespołu napędowego zgodnie ze wzorem (7).
 - Ciąg silnika K , zastępuje się bezwymiarowym parametrem ciągu – wzór (6).

Parametr obciążenia skrzydła oraz względny wymiar zespołu napędowego S_{ZN} są podstawowymi wskaźnikami, wykorzystywanymi w procesie integracji samolotu i zespołu napędowego i noszą nazwę kryteriów „dostosowania” [16]. Jednym z podstawowych zadań integracji charakterystyk jest ustalenie optymalnej wartości ciągu dla założonych warunków lotu (charakteryzowanych wysokością lotu H i prędkością lotu wyrażoną dalej liczbą Ma) przy założeniu, że znane są wymiary samolotu (i Ψ). Zadanie to można rozwiązać wykorzystując pojęcie zasięgu umownego , który wyraża się wzorem:

$$L_{um} = \frac{E a_H Ma}{g c_j}, \quad (19)$$

gdzie: $E = \frac{c_z}{c_x}$ – doskonałość aerodynamiczna samolotu, a_H

– prędkość dźwięku na wysokości obliczeniowej, c_j – jednostkowe zużycie paliwa, będące funkcją parametrów obiegu porównawczego silnika $c_j = c_j(\pi_s^*, T_3^*, \alpha)$.

Przyjmując dalej za [4, 14], że biegunowa samolotu opisana jest zależnością:

$$c_x = c_{x0} + A c_z^2, \quad (20)$$

oraz, że współczynnik siły nośnej c_z z wykorzystaniem (8) opisany jest wzorem

$$c_z = \frac{2\Psi}{kMa^2}, \quad (21)$$

to doskonałość aerodynamiczną obliczyć można ze wzoru:

$$E = \sqrt{\frac{kMa^2}{2AS_{ZN}K_{sil}} \left(1 - \frac{c_{x0}kMa^2}{2S_{ZN}K_{sil}} \right)}. \quad (22)$$

Przy wyborze parametrów silnika konieczne jest wykorzystanie bardziej złożonych kryteriów, uwzględniających np. masowe charakterystyki silnika. Kryterium, które uwzględnia masę paliwa jest zasięg teoretyczny (zasięg w postaci Bregueta) lub inaczej zasięg samolotu wyznaczony dla warunku stałej prędkości lotu i stałego współczynnika siły nośnej [4]:

$$L_i = \frac{E a_H Ma}{g c_j} \ln \left(\frac{1}{1 - m_{pal}} \right), \quad (23)$$

gdzie: $m_{pal} = \frac{m_{pal}}{m}$ – masa względna paliwa, tj. masa spalona w czasie lotu paliwa m_{pal} do masy startowej samolotu m .

- The characteristic dimension of an aircraft, usually the wing surface S_{SK} . It is more comfortable to use non-dimensional parameters at the preliminary stage, hence as a characteristic dimension the relative parameter of the wing loading is used (8).
- Characteristic dimension of the engine A_{ϕ} , that is intersection area on the fan inlet. This parameter is replaced in the non-dimensional analysis by the relative dimension of the power unit according to (7).
- Engine thrust K is replaced by the non-dimensional thrust parameter (6).

The wing loading parameter Ψ and the relative dimension of the power unit S_{ZN} are the basic indicators which are used in the process of aircraft and power unit integration and are called “accommodation” criteria [16]. One of the basic tasks of the characteristics integration is to decide on the optimum thrust for the agreed flight conditions (characterized by the flight height H and flight velocity expressed by the Ma number) assuming that the dimensions of the aircraft (and Ψ) are known. This task can be solved with the use of the agreed range , which can be written in a form, eq. (19),

where: $E = \frac{c_z}{c_x}$ – aerodynamic lift/drag ratio of an aircraft,

a_H – speed of sound on the design altitude, c_j – specific fuel consumption which is the parameters functions of the engine comparative cycle $c_j = c_j(\pi_s^*, T_3^*, \alpha)$.

Following the [4, 14] and assuming that the polar line of an aircraft is described in the following way, eq. (20) and that aerodynamic lift coefficient c_z with the use of (8) is written in eq. (21) so the aerodynamic lift/drag ratio can be calculated from the formula (22).

While choosing the engine parameters it is necessary to use more complex criteria which would take into consideration e.g. mass characteristics of the engine. The criteria which would allow for the fuel mass is the theoretical range (Breguet range) or the range of an aircraft for the constant flight velocity and constant aerodynamic lift coefficient [4], eq. 23),

where: $m_{pal} = \frac{m_{pal}}{m}$ – relative fuel mass, that is mass of the combusted fuel during the flight m_{pal} to the take-off mass m .

The theoretical range represents the distance which will be covered by an aircraft when the whole supplies of the fuel will be used on a chosen range of engine and in certain flight conditions. In order to determine the relative fuel mass the balance equation of the aircraft mass in the simplified form can be used, eq. (24),

where: m – take-off mass of an aircraft, m_{plat} – airframe mass with avionics, additional equipment and crew, m_{ZN} – mass of power unit, m_{pal} – fuel mass, m_{lad} – load mass (armament).

Zasięg teoretyczny przedstawia sobą odległość, którą pokona samolot, gdy cały zapas paliwa zostanie zużyty na wybrany zakres pracy silnika i w określonych warunkach lotu.

Dla wyznaczenia masy względnej paliwa można wykorzystać równanie bilansu masy samolotu w uproszczonej postaci:

$$m = m_{plat} + m_{ZN} + m_{pal} + m_{lad}, \quad (24)$$

gdzie: m – masa startowa samolotu, m_{plat} – masa płatowca z awioniką, wyposażeniem dodatkowym, załogą, m_{ZN} – masa zespołu napędowego, m_{pal} – masa paliwa, m_{lad} – masa ładunku (uzbrojenia).

Dzieląc równanie (24) stronami przez masę startową m równanie bilansu mas samolotu sprowadza się do postaci bezwymiarowej:

$$\bar{m} = \bar{m}_{plat} + \bar{m}_{ZN} + \bar{m}_{pal} + \bar{m}_{lad}, \quad (25)$$

z której wyznacza się masę względną paliwa:

$$\bar{m}_{pal} = 1 - (\bar{m}_{plat} + \bar{m}_{ZN} + \bar{m}_{lad}). \quad (26)$$

Według [18] dla samolotu wielozadaniowego można przyjąć, że $\bar{m}_{plat} = 0,45-0,5$, $\bar{m}_{lad} = 0,2-0,25$ (nawet 0,29 dla samolotu Jas 39 Gripen). Zakłada się dalej, dla uproszczenia rozważań, że masy względne płatowca i ładunku nie ulegają zmianie, natomiast masa zespołu napędowego jest funkcją parametrów termogazodynamicznych. Masę silnika dwuprzepływowego, dwuwirnikowego wyznaczono w oparciu o wzór przedstawiony w [12]:

$$m_{sil} = \{B_0 \dot{m}_{0i}^m (\pi_{swc}^{*0.286} - 1)^{m_b} + 1.145 (\dot{m}_{0i} \alpha)^{1.28} (\pi_{went}^{*0.286} - 1)^{0.513}\} K_{ig} K_s \quad (27)$$

gdzie: B_0 , m_1 , m_2 , K_{ig} , K_s – wielkości stałe [12], \dot{m}_{0i} – masowe natężenie przepływu w kanale wewnętrznym, π_{went}^* – spręż sprężarki wysokiego ciśnienia, π_{went}^* – spręż wentylatora.

W celu wyznaczenia masy silnika i jednostkowego zużycia paliwa zbudowano model silnika dwuprzepływowego, dwuwirnikowego z mieszalnikiem strumieni i wspólną komorą dopalacza według [3, 13, 14].

Wprowadzając parametr masy jednostkowej silnika w postaci:

$$\mu_{sil} = \frac{m_{sil}}{K} \quad (28)$$

i wykorzystując parametry bezwymiarowe w postaci (7) i (8) masę względną zespołu napędowego wyznacza się z zależności:

$$\bar{m}_{ZN} = C \frac{\mu_{sil} k_j S_{ZN} Ma}{\Psi}, \quad (29)$$

gdzie: C – stała, k_j – ciąg jednostkowy silnika, będący funkcją parametrów termo-gazodynamicznych silnika $k_j = k_j(\pi_s^*, T_3^*, \alpha)$.

Podstawiając (29) do (23) oraz uwzględniając (26) wzór na zasięg teoretyczny przyjmuje postać:

$$L_i = \frac{E a_{ii} Ma}{g c_j} \ln \left(\frac{1}{(\bar{m}_{plat} + \bar{m}_{lad}) + C \frac{\mu_{sil} k_j S_{ZN} Ma}{\Psi}} \right). \quad (30)$$

When we divide (24) by the take-off mass m the equation of balance of aircraft masses has the non-dimensional form, eq. (25) from which the relative fuel mass is determined, eq. (26).

According to [18] for the multi-purpose aircraft we can assume that $\bar{m}_{plat} = 0.45 - 0.5$, $\bar{m}_{lad} = 0.2 - 0.25$ (even 0.29 for the aircraft Jas 39 Gripen). In further assumptions relative masses of the airframe and the load do not change, thus the power unit mass is the function of thermo-gas-dynamic parameters. The mass of the turbofan, two-spool was determined on the basis of the formula in [12], eq. (27),

where: B_0 , m_1 , m_2 , K_{ig} , K_s – constant quantities [12], \dot{m}_{0i} – mass flow intensity in the internal channel, π_{went}^* – compression of the high pressure compressor, π_{went}^* – fan compression.

In order to determine the engine mass and specific fuel usage the model of turbofan, two-spool with the jet mixer and common chamber of afterburner according to [3, 13, 14] was built.

By introducing the parameters of specific mass of the engine in a form, eq. (28) and by using the non-dimensional parameters in the form (7) and (8) the relative mass of the power unit is determined from, eq. (29),

where: C – constant, k_j – specific thrust of an engine, which is the function of thermo-gas-dynamic parameters of the engine $k_j = k_j(\pi_s^*, T_3^*, \alpha)$.

When we substitute (29) to (23) and take into account (26) the formula on the theoretical range has the form, eq. (30).

The change of the parameters S_{ZN} and Ψ has a big influence on the aircraft range. It results from the equation (30) that the decrease of the engine S_{ZN} dimension (with the constant dimension of an aircraft) causes the increase of the theoretical range. This range achieves the maximum value for $S_{ZN} = 0$. When we change the engine dimension, and at the same time the engine mass (with the constant take-off mass) the amount of the fuel you can fill up increases, as well as the flight length.

For further analyses the influence of change of thermo-gas-dynamic engine parameters on the flight lift/drag ratio E , the agreed and theoretical range L_{um} was featured.

In Fig. 9 the influence of change of total compression of the engine compressor on aerodynamic lift/drag ratio of the aircraft E and the agreed range L_{um} was presented. In the Fig. 9a, 9c the fact of overlapping of the lift/drag ratio extremum E and specific thrust k_j in the function of engine compression was marked. For the π_s^* where the specific thrust is maximal the aerodynamic lift/drag ratio is minimal. When the compression increases, the agreed range goes up as well, but the higher is the temperature before turbine, the smaller is the agreed range. The higher value of the specific fuel usage at the constant value of the specific thrust causes the increase of fuel mass.

Zmiana parametrów S_{ZN} i Ψ ma istotny wpływ na zasięg samolotu. Z równania (30) wynika, że zmniejszanie rozmiaru silnika S_{ZN} (przy zachowaniu stałych wymiarów samolotu) powoduje wzrost zasięgu teoretycznego. Zasięg teoretyczny osiąga wartość maksymalną dla $S_{ZN} = 0$. Zmniejszaniu rozmiaru silnika a tym samym i masy silnika towarzyszy (przy założeniu stałej masy startowej) wzrost ilości paliwa, którą może samolot zatankować, a tym samym zwiększa się długotrwałość lotu.

Istotnym dla dalszych analiz jest określenie wpływu zmiany parametrów termogazodynamicznych silnika na doskonałość samolotu, zasięg umowny i teoretyczny.

Na rysunku 9 przedstawiono wpływ zmiany sprężu całkowitego sprężarki silnika na doskonałość aerodynamiczną samolotu E i zasięg umowny L_{um} . Na rysunku 9a, 9c zaznaczono pokrywanie się ekstremów doskonałości E i ciągu jednostkowego k_j w funkcji sprężu silnika. Dla wartości π_s^* , przy której ciąg jednostkowy osiąga swoje maksimum, doskonałość aerodynamiczna osiąga swoje minimum.

Wzrostowi sprężu π_s^* towarzyszy wzrost zasięgu umownego, przy czym im wyższa temperatura przed turbiną tym mniejszy zasięg umowny. Wyższa wartość jednostkowego zużycia paliwa przy stałej wartości ciągu jednostkowego powoduje, bowiem zwiększenie masy paliwa dla wykonania przelotu.

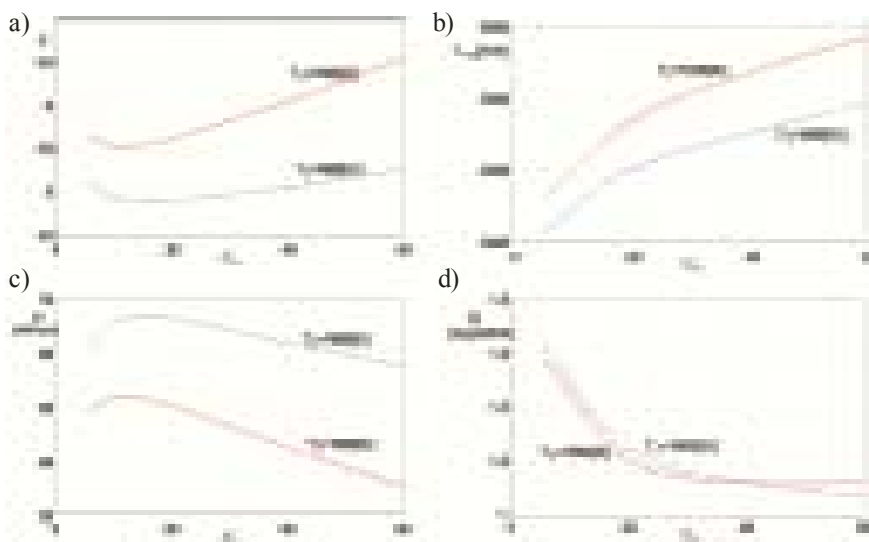
Na rysunku 10 przedstawiono wpływ zmiany stopnia dwuprzepływowości α na charakterystyki samolotu.

W zakresie lotu poddźwiękowego wzrost α powoduje zarówno wzrost doskonałości E jak i zasięgu umownego L_{um} . Na rysunku 11 przedstawiono również zmianę charakterystyk samolotu w funkcji stopnia dwuprzepływowości α , ale dla lotu naddźwiękowego na dużej wysokości.

Na wykresach z rys. 11a i 11b zauważalne jest wyraźne maksimum dla doskonałości E i zasięgu umownego L_{um} w trakcie lotu naddźwiękowego, przy czym im niższa wartość temperatury przed turbiną tym maksimum przesuwa się w kierunku mniejszych wartości stopnia dwuprzepływowości.

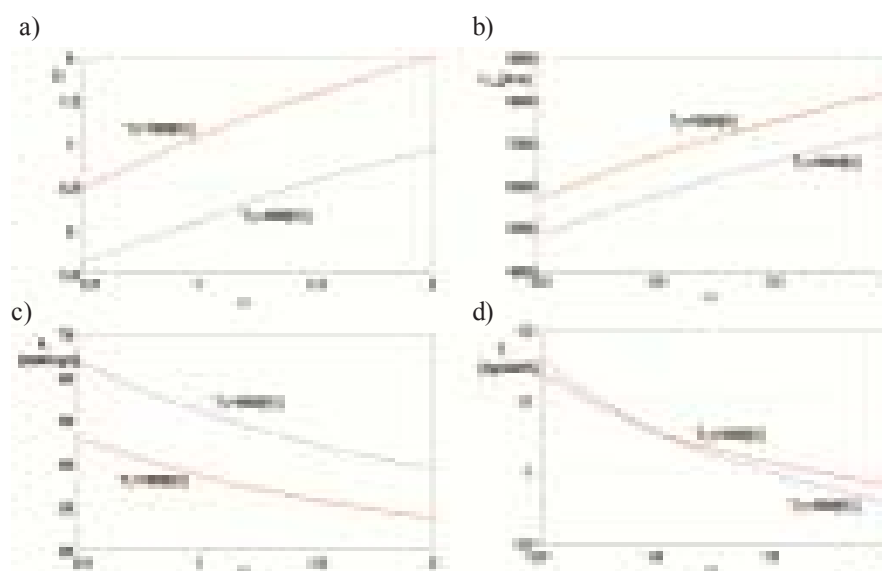
In Fig. 10 the influence of change of by-pass ratio α on the aircraft characteristics was shown.

During the subsonic flight the increase of α causes both the increase of lift/drag ratio E and the agreed range L_{um} . In Fig. 11 the change of aircraft characteristics in the function of by-pass ratio α , but for the supersonic flight at big altitude was presented.



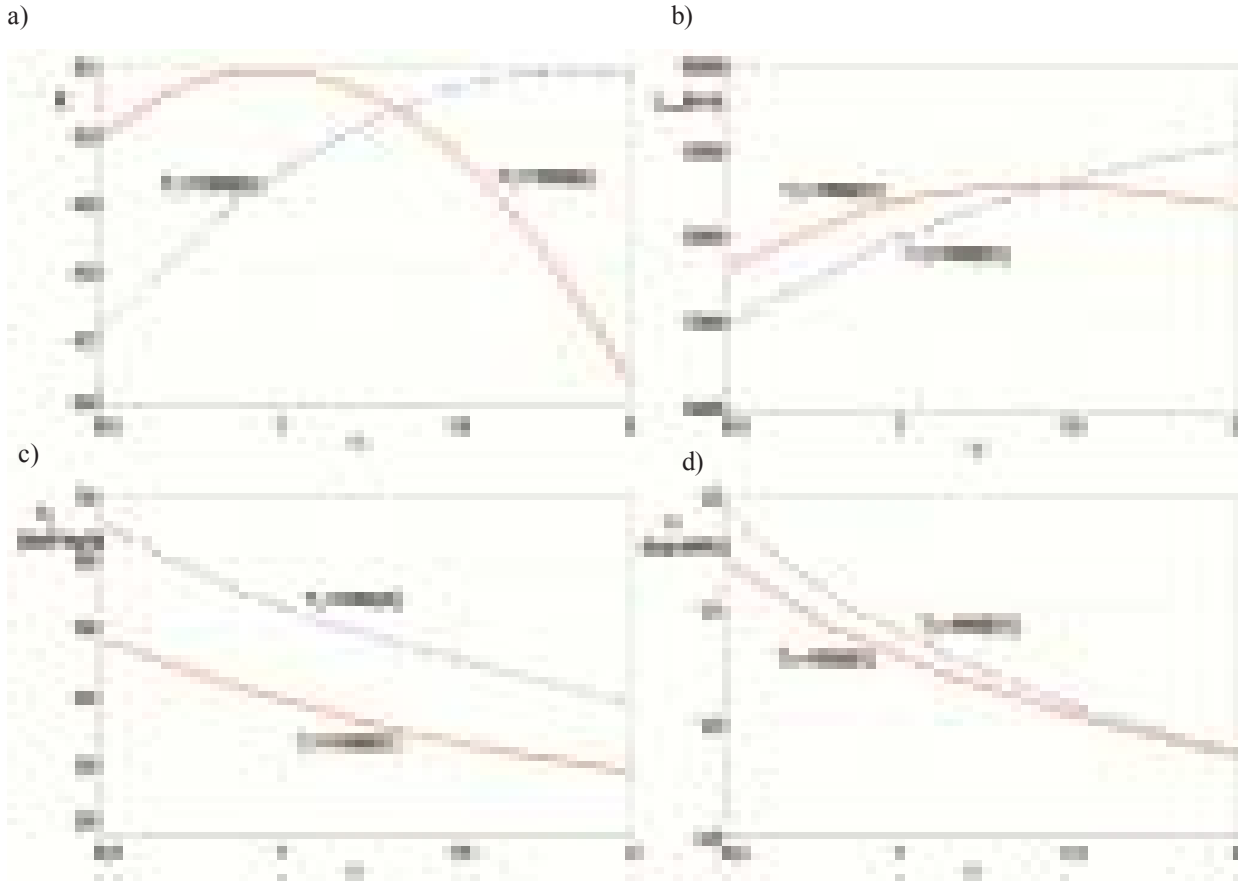
Rys. 9. Wpływ sprężu sprężarki π_s^* ($H = 0$, $Ma = 0,8$, stopień dwuprzepływowości $\alpha = 0,4$) na a) doskonałość aerodynamiczną E , b) zasięg L_{um} , c) ciąg jednostkowy k_j , d) jednostkowe zużycie paliwa c_j dla dwóch wartości T_3^*

Fig. 9. The influence of compressor compression π_s^* ($H = 0$, $Ma = 0.8$, by-pass ratio $\alpha = 0.4$) on a) aerodynamic lift/drag E , b) range L_{um} , c) specific thrust k_j , d) specific fuel usage c_j for two values T_3^*



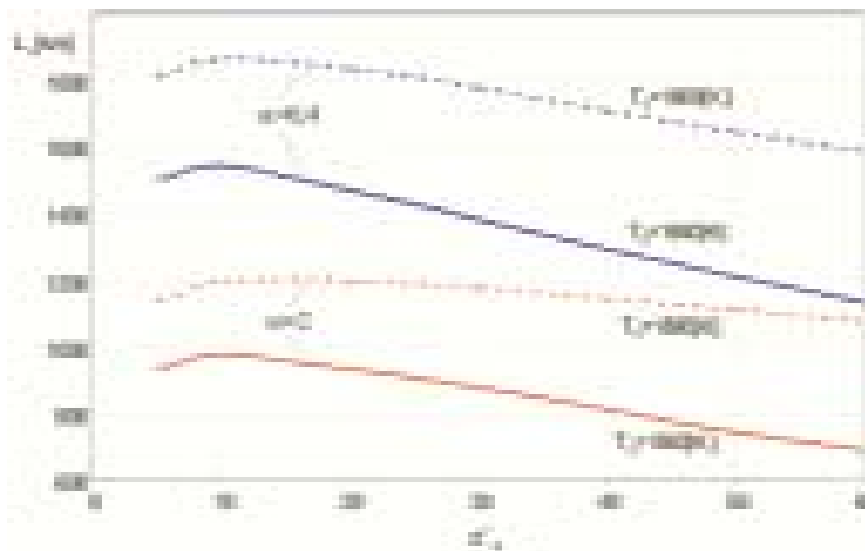
Rys. 10. Wpływ stopnia dwuprzepływowości α ($H = 0$, $Ma = 0,8$, $\pi_s^* = 20$) na a) doskonałość aerodynamiczną E , b) zasięg L_{um} , c) ciąg jednostkowy k_j , d) jednostkowe zużycie paliwa c_j

Fig. 10. Influence of by-pass ratio α ($H = 0$, $Ma = 0.8$, $\pi_s^* = 20$) on a) aerodynamic lift/drag ratio E , b) range L_{um} , c) specific thrust k_j , d) specific fuel consumption c_j for two values T_3^*



Rys. 11. Wpływ stopnia dwuprzepływowości α ($H = 12\ 000\ m$, $Ma = 1,4$, $\pi_s^* = 20$) na a) doskonałość aerodynamiczną E , b) zasięg L_{um} , c) ciąg jednostkowy k_p , d) jednostkowe zużycie paliwa c_p

Fig. 11. Influence of by-pass ratio α ($H = 12\ 000\ m$, $Ma = 1.4$, $\pi_s^* = 20$) on a) aerodynamic lift/drag ratio E , b) range L_{um} , c) specific thrust k_p , d) specific fuel consumption c_p for two values T_3^*



Rys. 12. Wpływ sprężu całkowitego silnika π^* , temperatury przed turbiną T_3^* , stopnia dwuprzepływowości a , na zmianę zasięgu teoretycznego L_r ($Ma = 0,8$, $H = 0$)

Fig. 12. Influence of total compression of the engine π^* , temperature before turbine T_3^* , by-pass ratio a , on a change of theoretical range L_r ($Ma = 0.8$, $H = 0$)

On the graphs in Fig. 11a and 11b one can notice the maximum for the lift/drag ratio E and the agreed range L_{um} during the supersonic flight, and the lower is the temperature before the turbine, the maximum moves in the direction of lower values of the by-pass ratio.

To sum up in Fig. 12 the influence of the choice of thermo-gas-dynamic parameters which describe the comparative cycle of the engine and the flight conditions on the value of theoretical range was featured.

By-pass ratio α and temperature before turbine have a significant influence on the theoretical range L_r . The higher is the temperature before turbine and the lower by-pass ratio the bigger is the theoretical range of an aircraft. The increase of the range as a result of the increase of temperature are connect-

Dla kompletności rozważań na rys. 12 przedstawiono wpływ wyboru parametrów termogazodynamicznych opisujących obieg porównawczy silnika i warunków lotu na wartość zasięgu teoretycznego.

Stopień dwuprzepływowości α i temperatura przed turbiną T_3^* w sposób istotny wpływają na wartość zasięgu teoretycznego L_f . Im wyższa temperatura przed turbiną i mniejszy stopień dwuprzepływowości tym zasięg teoretyczny samolotu jest większy. Wzrost zasięgu wskutek wzrostu temperatury tłumaczyć należy wzrostem sprawności ogólnej silnika. Z kolei wzrost stopnia dwuprzepływowości powoduje spadek zasięgu. Wynika to z faktu, że przy krótkich czasach lotu samolotu udział masy silnika w ogólnym bilansie masy samolotu rośnie kosztem obniżania masy paliwa potrzebnego do wykonania zadania – stąd mniejszy zasięg.

ed with the overall efficiency of the engine. On the other hand the increase of by-pass ratio causes the range decline. It results from the fact that at very short flight time the mass fraction of the engine in the general balance of the aircraft mass increases at the expense of the decrease of the fuel mass needed to fulfill the task-hence the range is smaller.

Artykuł recenzowany

Literatura/Bibliography

- [1] Brusow W.: Optymalne projektowanie wielozadaniowych statków latających. Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa 1996.
- [2] Danilecki S.: Projektowanie Samolotów. Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa 2000.
- [3] Dzierżanowski P. i in.: Turbinowe silniki odrzutowe. Seria Napędy Lotnicze, WKiŁ. Warszawa 1993.
- [4] Goraj Z.: Dynamika i aerodynamika samolotów manewrowych z elementami obliczeń. Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa 2001.
- [5] Guha A.: Optimisation and design of aero gas turbine engines. Aeronautical Journal, Vol. 105, No. 1049, 2001.
- [6] Hely M.J., Kowalik J., Ramsay J.W.: Airplane engine selection by optimization on surface fit approximations. Journal of Aircraft, Vol. 12, No. 7, 1975.
- [7] Herteman J.P., Goutines M.: Design principles and methods for military turbojet engines. RTO-MP-*, AC/323(AVT)TP/9. Design Principles and Methods for Aircraft Gas Turbine Engines, 1999.
- [8] Kurzke J.: Gas turbine cycle design methodology: a comparison of parameter variation with numerical optimization. Trans. ASME, Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, Vol. 121, 1999.
- [9] Lane R.J., Behenna J.: EJ-200 The engine for a new European fighter aircraft. Trans. ASME, Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, Vol. 113, 1991.
- [10] Lewitowicz J.: Podstawy eksploatacji statków powietrznych. Tom I. Statek powietrzny i elementy teorii. Wydawnictwo Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, Warszawa 2001.
- [11] Lewitowicz J., Kustron K.: Podstawy eksploatacji statków powietrznych. Tom II. Własności i właściwości eksploatacyjne statku powietrznego. Wydawnictwo Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, Warszawa 2003.
- [12] Maslov W.G.: Teoriya wybora optimalnykh parametrov pri projektirovani awiacionnykh GTD. Maszinstroenie, Moskwa 1981.
- [13] Muszyński M., Orkisz M.: Modelowanie turbinowych silników odrzutowych. Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa 1997.
- [14] Orkisz M. (red): Podstawy doboru turbinowych silników odrzutowych do płatowca. Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa 2002.
- [15] Raymer D.P.: Next generation attack fighter conceptual design study. Aircraft Design 1(1998), Elsevier Science, Pergamon.
- [16] Rumiancev C.W., Sgilewskij W.A.: Sistiemnoje projektirovanie awiacionnovo dwigatelja. Izdatielstwo MAI, Moskwa 1991.
- [17] Schaffer A., Lauer W.: Design of a new fighter engine – the dream in an engine man's life. RTO-MP-*, AC/323(AVT)TP/9, Design Principles and Methods for Aircraft Gas Turbine Engines, 1999.
- [18] Smykla M.: Efektywność taktyczna samolotów w aspektach masowo-geometrycznych. Rozprawa doktorska, Akademia Obrony Narodowej, Warszawa 2000.
- [19] Stricker J.M.: The gas turbine engine conceptual design process – an integrated approach. RTO-MP-*, AC/323(AVT)TP/9, Design Principles and Methods for Aircraft Gas Turbine Engines, 1999.
- [20] Svoboda C.: Turbofan engine database as a preliminary design tool. Aircraft Design 3(2000), Elsevier Science, Pergamon.
- [21] www.aircraftenginedesign.com

Dr inż. Piotr Wygonik – adiunkt na Wydziale Budowy Maszyn i Lotnictwa Politechniki Rzeszowskiej.
Mr. Piotr Wygonik, PhD. MEng. – doctor in the Faculty of Mechanical Engineering and Aeronautics at Rzeszów University of Technology.



Wyznaczanie parametrów i osiągnięć silników śmigłowych oraz śmigłowcowych w przypadku modyfikacji przez zmianę temperatury spalin

W artykule zaprezentowano kompleksową analizę powszechnie stosowanej metody zmiany osiągnięć lotniczych silników śmigłowych i śmigłowcowych z wolną turbiną napędową. Przedstawiono opisy metody analitycznej oraz numerycznej oceny parametrów i geometrii zespołów turbin. Podano zasadnicze sposoby zmiany przepustowości wieńców dyszowych turbin oraz ich wpływ na osiągnięcia silników. Metody obliczeń zweryfikowano rezultatami badań eksperymentalnych przeprowadzonych w WSK „PZL-Rzeszów” S.A.

Słowa kluczowe: lotnicze silniki turbinowe, modyfikacja

Determination of performance and parameters for turboprop and turboshaft engine for modification through change of gas temperature before turbine

The article presents the analysis of a commonly used performance modification method for turboprop and turboshaft engines with a free power turbine. The description of analytical and numerical methods of evaluation for a change of parameters and geometry of turbine assemblies are presented. There are also given the basic methods of changing throat area of turbine nozzle guide vanes and its influence on engine performance. The calculation methods are verified by experimental tests run by WSK “PZL-Rzeszów” S.A.

Key words: aircraft turbine engine, modification

1. Wprowadzenie

Praktyka projektowania wykazuje, iż rozwój lotniczych silników turbinowych może przebiegać dwukierunkowo: kierunek pierwszy związany jest z opracowaniem tzw. silników bazowych – określających pojawienie się nowej generacji, zaś kierunek drugi obejmuje modernizację i modyfikację, zasadniczą przyczyną opracowania silników bazowych jest dążenie do poprawy efektywności działania śmigłowca lub samolotu przez skokowe zwiększenie mocy (ciągu) przy jednoczesnym obniżeniu kosztów jednostkowych. Warunki konieczne takich działań stanowią: znaczący rozwój nauki i przemysłu oraz dysponowanie istotnymi udoskonaleniami podwyższającymi zasadniczo poziom techniczny silników. Należy tu podkreślić, że koszty opracowania konstrukcji silników nowej generacji są coraz większe i w zależności od typu, złożoności struktury oraz stopnia nowoczesności zawierają się w granicach od kilkuset milionów do powyżej 1,9 miliarda USD [5, 6], a zasadniczą ich część stanowią koszty opracowania wytwornicy spalin. Pomimo ogromnych kosztów opracowania silników nowej generacji, również takie konstrukcje ulegają starzeniu, a zapobieżenie temu procesowi i utrzymanie konkurencyjności wyrobu wymaga ciągłego udoskonalania zespołu napędowego. Zagadnienia udoskonalania realizuje się praktycznie drogą opracowywania modyfikacji w oparciu o silnik bazowy z zachowaniem maksymalnego stopnia unifikacji części oraz okresowego tworzenia (w przybliżeniu co 10 lat) nowych typów bazowych silników.

Należy zauważyć, iż przodujące firmy o światowej renomie zasadniczo obniżają koszty opracowania silników bazowych uzyskując poprzez budowę silników różnych typów w oparciu o wspólną wytwornicę spalin (rys. 1).

1. Introduction

The designing practice shows that a development of aircraft turbine engines might be two-way: the first one is connected with so-called base engines which determine the new generation of engines, and the second one deals with modernization and modification. The main reason for developing the base engines is to improve the efficiency of a helicopter or an aircraft functioning through the stroke thrust or power increase and, at the same time, the decrease of unit costs.

The conditions necessary for such activities are the development of science and industry and significant improvements which increase the technical level of engines. It is worth emphasizing that the costs of developing the engine construction of a new generation are bigger and bigger depending on the type, complexity of structure and the degree of novelty which ranges from hundreds of millions to above 1.9 billion USD [5, 6], and the main part of the cost accounts for the development of gas generator. In spite of huge costs of new generation engines development, also the constructions are getting older, and to stop this process, and to be competitive the improvements of a power unit are required. The matter of improvement is practically resolved by making modifications on the ground of base engine while maintaining maximal degree of parts unification and periodical creating (ca. every 10 years) new types of base engines.

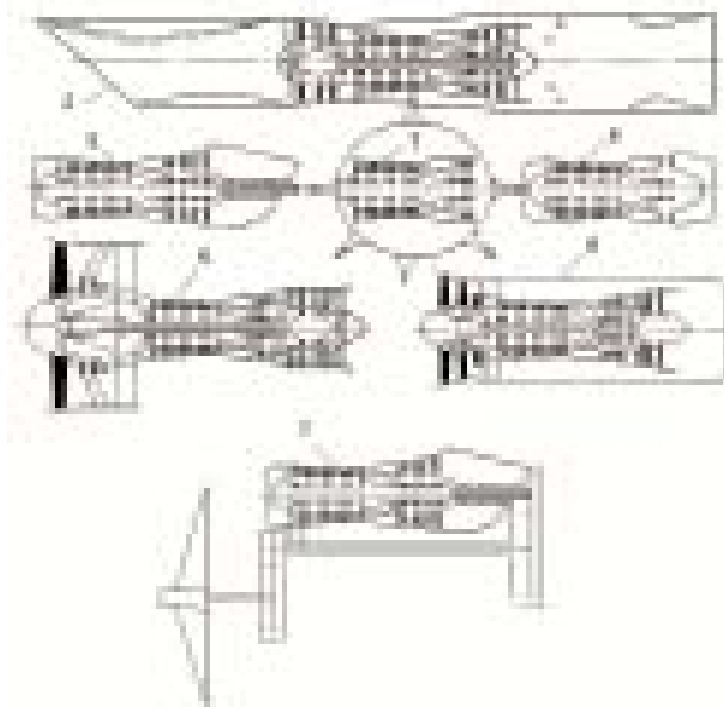
It is worth mentioning that the leading world companies cut the costs while developing the base engine by constructing the engines of different types with common gas generator.

In modification the main improvements of the base engine are saved. The next changes developed during the transitional period between two successive generations are in-

W modyfikacji zachowuje się zasadnicze udoskonalenia silnika bazowego, wprowadzając sukcesywnie kolejne, opracowane w okresie przejściowym pomiędzy dwiema kolejnymi generacjami. Takie postępowanie umożliwia znaczące zmniejszenie czasu i kosztów opracowania, nie wymusza skokowej zmiany poziomu technicznego, zapewniając ewolucyjny rozwój między generacjami.

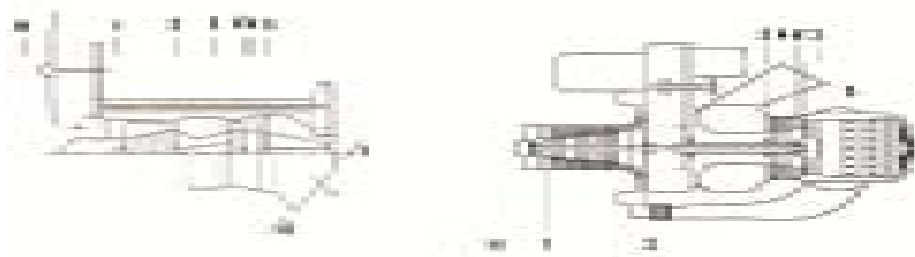
2. Zmiana temperatury spalin przed turbiną

Z analizy osiągnięć turbinowego silnika śmigłowego i śmigłowcowego z wolną turbiną napędową wynika, że ze wzrostem temperatury spalin przed turbiną wytwornicy T_3^* (i związaną z nią temperaturą spalin przed turbiną napędową T_4^* – oznaczenia na rys. 2) przy ustalonym sprężu sprężarki, moc efektywna na wale wyjściowym wzrasta, a jednostkowe efektywne zużycie paliwa zmniejsza się [4]. Zasadniczy wpływ, jaki wywiera na osiągnięcia silników turbinowych temperatura spiętrzenia spalin przed turbiną wytwornicy T_3^* (parametr obiegu na równi ze sprężem silnika) spowodował, że ta metoda modyfikacji jest szczególnie często stosowana przez konstruktorów napędów śmigłowych i śmigłowcowych, zarówno w przypadku wzrostu jak i obniżenia osiągnięć. Ilustruje to zaczerpnięty z pracy Skworcowa [10] rys. 3, na



Rys. 2. Przekrój silnika śmigłowego i śmigłowcowego z oznaczeniem przekrojów kontrolnych

Fig. 2. Designation of control planes of turboprop and turboshaft engine



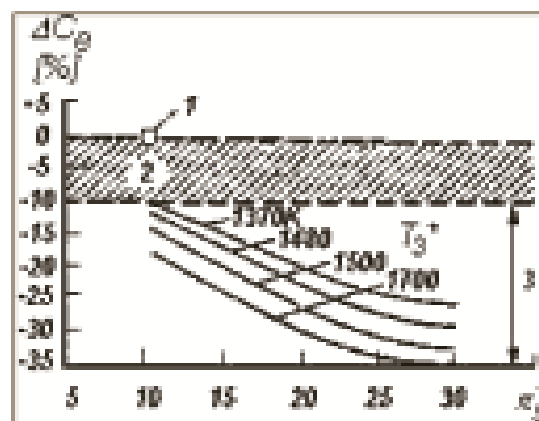
Rys. 1. Schemat tworzenia rodziny silników bazowych różnych typów zbudowanych w oparciu o wspólną wytwornicę gazów nowej generacji; 1 – wytwornica spalin, 2 – silnik dwuprzepływowy z mieszalnikiem strumieni i dopalaczem, 3 – silnik śmigłowiec z wolną turbiną napędową, 4 – jednoprzepływowy silnik odrzutowy bez dopalania, 5 – silnik dwuprzepływowy z oddzielnymi wylotami z obu kanałów, 6 – silnik dwuprzepływowy z mieszalnikiem strumieni, 7 – silnik śmigłowiec z wolną turbiną napędową

Fig. 1. Diagram base engine creating of different types constructed on the basis of a new generation gas generator; 1 – gas generator, 2 – turbofan engine with jet mixer and afterburner, 3 – turboprop engine with power turbine, 4 – turbojet-propelled engine without after-burning, 5 – turbofan engine with separate exhaust from both ducts, 6 – turbofan engine with jet mixer, 7 – turboprop engine with free power turbine

produced gradually. Such action enables for decreasing costs and time and does not enforce the pitch change of the technical level, and it causes the evolutionary development between generations.

2. Change of gas temperature before turbine

From the analysis of performance of turboprop and turboshaft engines with free power turbine it is assumed that with the increase of combustion gas temperature before gas generator turbine T_3^* (and connected with it temperature of gas before power turbine T_4^* ; Fig. 2), with the established compression ratio of the compressor, the effective power on the output shaft increases and the shaft power specific fuel consumption decreases [4]. The significant influence



Rys. 3. Przebieg zmian wartości w punktach procentowych jednostkowego efektywnego zużycia paliwa od sprężu sprężarki i temperatury spiętrzenia spalin przed turbiną wytwornicową; 1 – silnik bazowy, 2 – poprawa sprawności zespołów wirnikowych, 3 – zwiększenie wartości parametrów obiegu

Fig. 3. The course of changes of the shaft power specific fuel consumption versus the pressure ratio of the compressor for different values of total temperature of gas before gas generator turbine 1 – base engine, 2 – improvement of assemblies efficiency, 3 – increase of cycle parameters

którym porównano efektywność różnych metod modyfikacji w odniesieniu do zmiany wartości jednostkowego efektywnego zużycia paliwa C_e silnika śmigłowego lub śmigłowcowego z wolną turbiną napędową. Nie bez znaczenia jest też fakt stosunkowo niewielkich kosztów realizacji modyfikacji tego typu.

Brak publikacji dotyczących zagadnień badań teoretycznych modyfikacji osiógów przez zmianę temperatury spalin przed turbiną sprężarki, spowodowały konieczność opracowania własnej metody postępowania, umożliwiającej obliczanie parametrów termodynamicznych i geometrycznych zespołów modyfikowanego silnika z zadowalającą dokładnością dla praktyki inżynierskiej. W celu rozwiązania tego – z praktycznego punktu widzenia – zasadniczego zadania, opracowano odpowiednie metody numeryczne i analityczne.

2.1. Metoda numeryczna

Według szczegółowej analizy przebiegu parametrów silnika śmigłowcowego oraz śmigłowego z wolną turbiną napędową, przedstawionej w pracach [1, 2], przy zachowaniu stałej wartości zredukowanej prędkości obrotowej pędni $n_{Ser} = idem$, temperaturę spalin przed turbiną wytwornicy można podwyższyć poprzez zmniejszenie pola powierzchni przekroju minimalnego wieńca dyszowego turbiny napędowej oraz zwiększenie pola powierzchni przekroju minimalnego przekroju minimalnego wieńca dyszowego turbiny wytwornicy (tab. 1).

Dla wyznaczenia wartości zmian pola powierzchni przekroju minimalnego wieńca dyszowego turbiny napędowej $\Delta(F_{WD})_{TN}$ oraz pola powierzchni przekroju minimalnego wieńca dyszowego turbiny wytwornicy $\Delta(F_{WD})_{TS}$, wykorzystuje się fakt, że zazwyczaj dla prędkości obrotowej pędni w punkcie obliczeniowym silników śmigłowych i śmigłowcowych z wolną turbiną napędową liczby Laval’a $(\lambda_{WD})_{TN} \equiv \lambda_{ITS} > 0,9$, co pozwala na wykorzystanie w obliczeniach odpowiednich kryteriów zachowania przepływu krytycznego w tych wieńcach [6].

W tabeli 2 zestawiono kryteria zachowania przepływu krytycznego w wieńcach dyszowych turbin silnika śmigłowcowego PZL-10W oraz śmigłowego TWD-10B, wykorzystane w obliczeniach trzech sposobów zmiany temperatury spiętrzenia spalin przed turbiną wytwornicy, przy stałej wartości prędkości obrotowej pędni wytwornicy $(n_{Ser})_{dp} = (n_{Ser})_{obl} = idem$.

Wykorzystanie w obliczeniach numerycznych wyszczególnionych w tabeli 2 kryteriów przepływu w wieńcach dyszowych turbin, umożliwia jednoznaczne wyznaczenie parametrów silnika zmodyfikowanego $(p_{im}^*, T_{im}^*, P_{Tsm}^*$,

of stagnation temperature of combustion gas at compressor turbine inlet T_3^* (parameter of circulation equal with the engine compressor ratio) on the performance of turbine engines caused that this method of modification is frequently used by the constructors of turboprop and turboshaft drives both in case of increase and decrease of the performance. It is illustrated in Fig. 3 [10] by Skworcow. In this figure the efficacy of different methods of modification with the respect to the value change of the specific fuel consumption C_e of turboprop and turboshaft engines with the free power turbine was compared. The fact of small costs of modification of this type is also important.

The lack of publications on the theoretical research of performance modification by the change of gas temperature before the compressor turbine resulted in the self way of method development which would enable to calculate thermo-dynamical parameters and the geometrical of assemblies for modifying engines with the satisfactory accuracy for engineering practice. In order to solve this problem the numerical and analytical methods were developed.

2.1. Numerical method

According to the detailed analysis of the course of parameters of turboprop and turboshaft engine with the free power turbine presented in the papers [1, 2], when the value of the corrected rotational speed of turbocompressor $n_{Ser} = idem$ is kept constant, the temperature of gas before gasifier turbine can be increased by the decrease of the minimal section area of the nozzle guide vanes of power turbine and the increase of the minimal section area of nozzle rim of a gasifier turbine (Table 1).

In order to determine the change of minimal section area of nozzle guide vanes of a power turbine $\Delta(F_{WD})_{TN}$ and minimal section area of the nozzle rim of a gasifier turbine $\Delta(F_{WD})_{TS}$, one takes advantage of the fact that usually for shafting-line speeds, at the design point of turboprop and turboshaft engines with free power turbine Laval numbers $(\lambda_{WD})_{TN} \equiv \lambda_{ITS} > 0.9$

Tabela 1. Wpływ zmian przekroju minimalnego wieńca dyszowego turbiny wytwornicy $(F_{WD})_{TS}$ oraz napędowej $(F_{WD})_{TN}$ na wybrane parametry silnika śmigłowcowego i śmigłowego

Table 1. Influence of changes of minimal section area of nozzle rim of gas generator turbine $(F_{WD})_{TS}$ and minimal section area of nozzle rim for power turbine $(F_{WD})_{TN}$ on the chosen parameters of turboprop and turboshaft engine

Pole przekroju minimalnego: <i>Minimal section area</i>	Kierunek zmiany: <i>Change direction</i>	Parametr/ <i>Parameter</i>									
		α_1	T_3^*	T_{im}^*	π_{TN}^*	π_{TS}^*	N_{o2N}	C_{T2}	π_{S}^*	$\frac{\pi_s^*}{C_{T2}}$	
$(F_{WD})_{TN}$	↑	↓	↓	↓	↓	↑	↓	↑ lub/or idem	↓	↓	
	↓	↓	↑	↑	↑	↓	↑	↓ lub/or idem	↑	↑	
$(F_{WD})_{TS}$	↑	↑	↑	↑	↑	↓	↑	↑ lub/or idem	↓	↓	
	↓	↓	↓	↓	↓	↑	↓	↓ lub/or idem	↑	↑	

Tabela 2. Kryteria zachowania przepływu krytycznego w wieńcach dyszowych turbin silników PZL-10W oraz TWD-10B (dla $n_{scr} = 92,1\%$)
 Table 2. Criteria of retaining of critical flow in nozzle guide vanes of turbines for PZL-10W and TWD-10B engines (for $n_{scr} = 92.1\%$)

Formuła kryterium/ Criterion formula	Sposób modyfikacji/ Method of modification			Wartość w punkcie obliczeniowym/ Design point value	Jednostka/ Unit
	$(G_{WD})_{TN} = idem$ $(F_{WD})_{TS} - var$	$(G_{WD})_{TN} - var$ $(F_{WD})_{TS} = idem$	$(F_{WD})_{TN} = var$ $(G_{WD})_{TS} = idem$		
$A_{TN} = \frac{(G_{WD})_{TN} \sqrt{T_4^*}}{(F_{WD})_{TN} P_4^*} = idem$	Nie	Tak	Tak	$3,826 \cdot 10^{-2}$	$\frac{kg \cdot \sqrt{K}}{s \cdot N}$
$A_{TS} = \frac{(G_{WD})_{TS} \sqrt{T_3^*}}{P_3^*} = idem$	Nie	Tak	Nie	$2,133 \cdot 10^{-2}$	$\frac{kg \cdot \sqrt{K}}{s \cdot Pa}$
$A_{TN} = \frac{(G_{WD})_{TN} \sqrt{T_4^*}}{P_4^*} = idem$	Tak	Nie	Nie	$5,931 \cdot 10^{-1}$	$\frac{kg \cdot \sqrt{K}}{s \cdot Pa}$
$A_{TS} = \frac{(G_{WD})_{TS} \sqrt{T_3^*}}{(F_{WD})_{TS} P_3^*} = idem$	Tak	Nie	Tak	$2,601 \cdot 10^{-2}$	$\frac{kg \cdot \sqrt{K}}{s \cdot N}$

p_{TN}^* , N_{Sm} , N_{TSM} , N_{TNM} , N_{em} , G_{im} , C_{em} , itd.). Parametry te stanowią rozwiązanie nieliniowego układu równań algebraicznych, opisujących współpracę poszczególnych zespołów silnika, wchodzących w skład algorytmu obliczeń wykonywanego w programie OST. Algorytm obliczeń programu OST w wersji służącej do wyznaczenia punktów linii współpracy S-TS, przedstawiono szczegółowo w pracy [7].

2.2. Metoda analityczna

W metodzie analitycznej wykorzystuje się równania zachowania w odniesieniu do czynnika realizującego obieg cieplny silnika. Dla uproszczenia zapisu równań zachowania, wprowadza się funkcje gazodynamiczne [8] ciśnienia $\pi(\lambda)$ i temperatury $\tau(\lambda)$.

Analizując wpływ zmiany temperatury spiętrzenia spalin w przekroju wyjściowym komory spalania $T_3^* \equiv T_{0TS}^*$ na osiągi silnika śmigłowego lub śmigłowcowego z wolną turbiną napędową, łatwo zauważyć, że łączna moc obydwu turbin: sprężarki oraz napędowej jest sumą:

$$N_T = N_{TS} + N_{TN} \tag{1}$$

Z drugiej strony, przyjmuje się, że: $(G_{WD})_{TS} = (G_{WD})_{TN}$, wówczas

$$N_T = (G_{WD})_{TS} C_p (T_{0TS}^* - T_{2TN}^*) \tag{2}$$

Natomiast, łączny rozpręż spalin w turbinie sprężarki i napędowej opisuje relacja:

$$\pi_T^* = \pi_{TS}^* \pi_{TN}^* = \frac{P_{0TS}^*}{P_{2TN}^*} \equiv \frac{P_3^*}{P_5^*} \tag{3}$$

Wprowadzając do analizy funkcję gazodynamiczną ciśnienia:

$$\pi(\lambda_{2iz}) = \frac{1}{\pi_T^*} \tag{4}$$

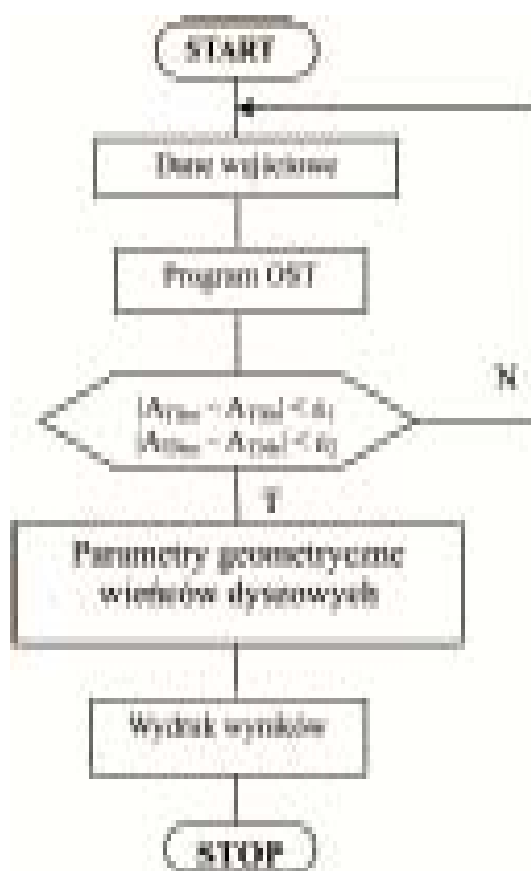
oraz funkcję gazodynamiczną temperatury:

$$\tau(\lambda_{2iz}) = \pi(\lambda_{2iz})^{\frac{k'}{k'-1}} \tag{5}$$

równanie (2) można zapisać następująco:

which enables to use in calculations the criteria of retaining the critical flow for these rims [6].

Table 2 shows the criterions of retaining of critical flow in nozzle rims of turbines of PZL-10W turboshaft engine and TWD-10B turboprop engine where correlated and used for calculations of three different changes of total temperature of gas before the gasifier turbine at the constant value of a shafting-line rotational speed $(n_{scr})_{dp} = (n_{scr})_{obl} = idem$.



Rys. 4. Uproszczony schemat blokowy obliczeń metodą numeryczną
 Fig. 4. Simplified block diagram with the use of numerical method

$$N_T = (G_{WD})_{TS} C'_p T_{0TS}^* [1 - \tau(\lambda_{2iz}) \eta_T^*] \quad (6)$$

W relacji powyższej przez η_T^* oznaczono sprawność izentropową rozprężania w turbinach:

$$\eta_T^* = \frac{T_{0TS}^* - T_{2TN}^*}{T_{0TS}^* - T_{2izTN}^*} \quad (7)$$

gdzie: T_{0TS}^* – temperatura spiętrzenia spalin na wyjściu do turbiny sprężarki, $T_{2TN}^* \equiv T_5^*$ – temperatura spiętrzenia spalin na wyjściu z turbiny napędowej.

Umowną wartość liczby Laval'a odpowiadającą izentropowemu rozprężaniu od ciśnienia spiętrzenia spalin $p_{0TS}^* \equiv p_0^*$ na wlocie turbiny sprężarki do ciśnienia spiętrzenia $p_{2TN}^* \equiv p_{2TN}^* \equiv p_5^*$ na wyjściu z turbiny napędowej (rys. 5) określa zależność:

$$(8)$$

Uwzględniając relacje (1) i (6) dla turbin silnika bazowego można zapisać

$$N_{Tb} = N_{TSb} + N_{TNb} \quad (9)$$

oraz

$$N_{TSb} + N_{TNb} = (G_{WD})_{TSb} C'_p T_{0TSb}^* [1 - \tau(\lambda_{2iz})_b \eta_{Tb}^*] \quad (10)$$

Zwiększając temperaturę spiętrzenia spalin przed turbiną sprężarki silnika zmodyfikowanego o wartość ΔT_{0TSm}^* , można napisać

$$T_{0TSM}^* = T_{0TSb}^* + \Delta T_{0TSM}^* \quad (11)$$

Zachowując następnie wartości prędkości obrotowych turbin $n_{TSM} = n_{TSb}$ oraz $n_{TNm} = n_{TNb}$, a zatem sprężu sprężarki $\pi_{sm}^* = \pi_{sb}^*$ i sprawności sprężarki $\eta_{sm}^* = \eta_{sb}^*$, moc turbiny wytwornicowej nie ulega zmianie:

$$N_{TSM} = N_{TSb} \quad (12)$$

bowiem przy założeniu $\pi_{om}^* = \pi_{ob}^*$ oraz $\eta_{TSM}^* = \eta_{TSb}^*$, wartość rozprężu π_{TSM}^* maleje (tab. 1).

Równocześnie przyrost temperatury spiętrzenia spalin na wlocie do turbiny sprężarki ΔT_{0TSM}^* powoduje przyrost mocy turbiny napędowej silnika zmodyfikowanego o wartość ΔN_{TNm}

$$N_{TNm} = N_{TNb} + \Delta N_{TNm} \quad (13)$$

Mając na uwadze zależności ogólne (1) i (6) dla turbin silnika zmodyfikowanego, po uwzględnieniu relacji (12) oraz (13), uzyskuje się

$$N_{TSb} + N_{TNb} + \Delta N_{TNm} =$$

$$= (G_{WD})_{TSM} C'_{pm} (T_{0TSb}^* + \Delta T_{0TSM}^*) [1 - \tau(\lambda_{2iz})_m \eta_{Tm}^*] \quad (14)$$

Po podzieleniu stronami równań (14) i (10) oraz dodatkowych założeniach:

$$\tau(\lambda_{2iz})_m \eta_{Tm}^* = \tau(\lambda_{2iz})_b \eta_{Tb}^* \quad (15)$$

The use of the above criteria of flow in nozzle guide vanes in numerical method enables for a unique determination of parameters of the modified engine (p_{im}^* , T_{im}^* , p_{TSM}^* , p_{TNm}^* , N_{Sm} , N_{TSM} , N_{TNm} , N_{em} , G_{im} , C_{em} , etc). These parameters are the solution of non-linear system of algebraic equations which describe the cooperation of engine assemblies which are the part of algorithm calculation in OST program. The calculation algorithm of OST program in the version to determine the points of cooperating line S-TS was presented in a detailed way in the work [7].

2.2. Analytical method

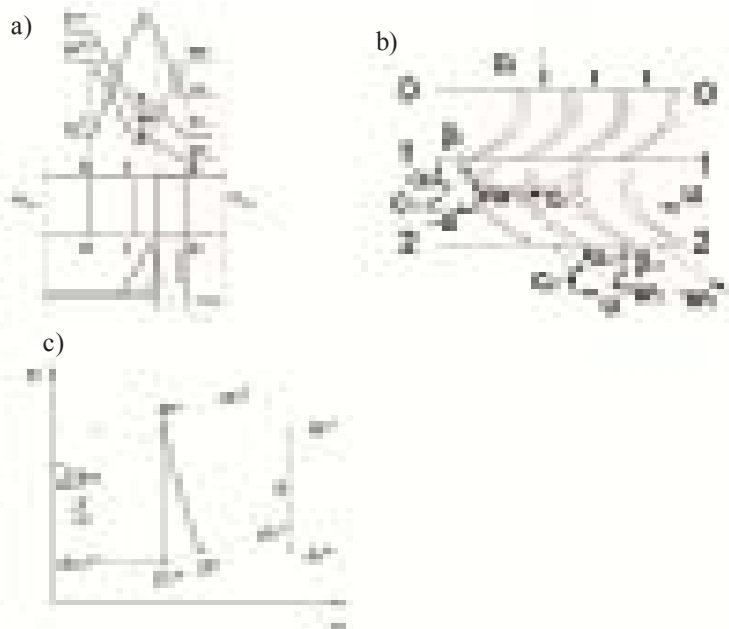
In analytical method the conservation equations in relation to the working medium realising the thermal cycle of engine was used. To simplify the recording of these equations, gasdynamic functions of pressure [8] $\pi(\lambda)$ and temperature $\tau(\lambda)$ are introduced.

While analyzing the influence of changes of total temperature of combustion gas in the intersection outlet of combustion chamber $T_3^* \equiv T_{0TS}^*$ on the performance of turboprop and turboshaft engine with the free power turbine it is easy to notice that the total power of both turbines: compressor and power is the sum, eq. (1).

On the other hand it is accepted that: $(G_{WD})_{TS} = (G_{WD})_{TN}$, then, eq. (2).

However, total pressure ratio of combustion gas at compressor and power turbines is described by the relation, eq. (3).

While introducing to the analysis the gasdynamic function of pressure, eq. (4) and gasdynamic function of temperature, eq. (5), the equation (2) can be written, eq. (6).



Rys. 5. Schemat stopnia turbiny z oznaczeniem charakterystycznych przekrojów (a), trójkąty prędkości (b) oraz interpretacja procesu rozprężania w stopniu w układzie h-s (c)

Fig. 5. A scheme of axial-turbine stage with showing characteristic calculation sections (a), velocity triangles (b) interpretation of expansion process in the h-s diagram (c)

$$(16)$$

uzyskuje się ostatecznie relację wiążącą przyrost mocy turbiny napędowej silnika zmodyfikowanego w zależności od przyrostu temperatury spiętrzenia spalin przed turbiną sprężarki tego silnika:

$$(17)$$

$$\text{gdzie: } \overline{N}_b = \frac{N_{TSb}}{N_{TNb}} \quad (18)$$

Przyrost mocy na wale wyjściowym silnika zmodyfikowanego oblicza się z formuły:

$$\Delta N_{em} = \Delta N_{TNm} \eta_{MTNm} \eta_{Rm} \quad (19)$$

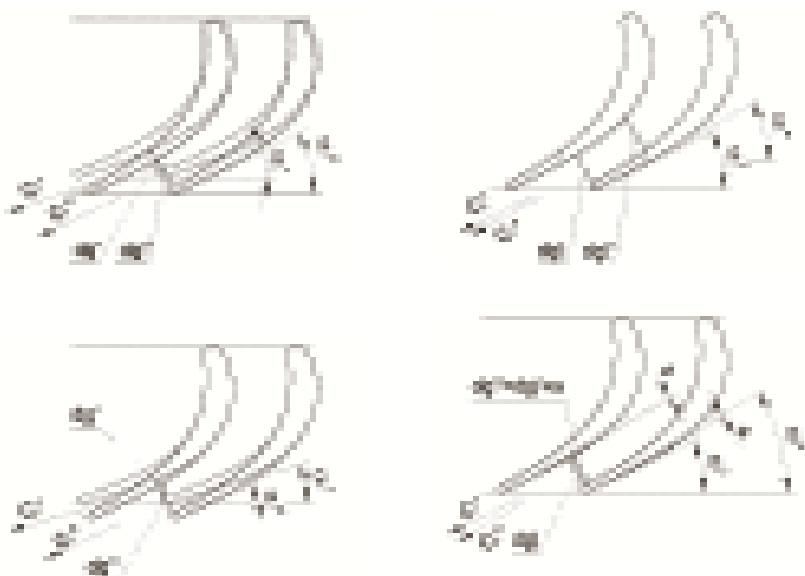
W przedstawionej powyższej relacji oznaczono odpowiednio: η_M – sprawność mechaniczna zespołu turbiny napędowej natomiast η_R – sprawność reduktora silnika (dla silnika bezreduktorowego $\eta_R = 1$).

3. Wpływ temperatury spalin na parametry geometryczne wieńca dyszowego

W warunkach obliczeniowych w wieńcu dyszowym turbiny napędzającej sprężarkę występuje zwykle krytyczny lub nadkrytyczny spadek ciśnienia spalin, stąd w przekroju minimalnym (gardzieli) aparatu kierującego występuje przepływ krytyczny, a wydatek spalin przepływających przez wieńiec, osiąga wartość maksymalną. Dla przepływu izentropowego w wieńcu dyszowym turbiny, można napisać:

$$\frac{(G_{WD})_{TSm}}{\Delta N_{TNm}} = \frac{G_{TSm}^*}{T_{0TSb}^*} \left(1 + \frac{F_{WB}}{F_{kr}}\right) = B_1 z d_g h = F_1 \sin \alpha_1 = B_1 z t h \sin \alpha_1 \quad (20)$$

gdzie: z – liczba łopatek w wieńcu dyszowym, t – podziałka palisady, d_g – minimalna odległość między krawędzią spły-



Rys. 6. Schematy sposobów regulacji pola powierzchni przekroju minimalnego wieńca dyszowego: a) obrót profilu, b) skrócenie cięciwy, c) odgięcie krawędzi spływu, d) pocienienie profilu w strefie gardzieli (s – wielkość ścięcia grubości profilu)

Fig. 6. Ways of adjusting the minimal section area of turbine nozzle diaphragm: a) profile rotation, b) chord shortening, c) trailing edge bend-out, d) profile shadowing of throat zone (s – truncation of profile thickness)

In the above relation η_T^* means isentropic efficiency of both compressor and power turbines, eq. (7)

where: T_{0TS}^* – total temperature of combustion gas at gas generator turbine inlet, $T_{2TN}^* \equiv T_5^*$ – total temperature of combustion gas at power turbine outlet.

The agreed value of Laval number which corresponds to isentropic expanding from the total pressure of combustion gas at gas generator turbine inlet $p_{0TS}^* \equiv p_0^*$ to the total pressure $p_2^* \equiv p_{2TN}^* \equiv p_5^*$ at outlet of power turbine (Fig. 5) is described by the dependence, eq. (8).

Taking into account the relations (1) and (6) for the turbines of base engine it is possible to write, eq. (9) and eq. (10).

While increasing the total temperature of combustion at compressor turbine inlet of the modified engine with the value ΔT_{0TS}^* , it is possible to write, eq. (11).

To keep, then, the values of rotational speed of turbines $n_{TSm} = n_{TSb}$ and $n_{TNm} = n_{TNb}$, and then compressor pressure ratio $\pi_{Sm}^* = \pi_{Sb}^*$ and efficiency $\eta_{Sm}^* = \eta_{Sb}^*$ the power of gas generator turbine does not change, eq. (12).

Since assuming that $\pi_{0m}^* = \pi_{0b}^*$ and $\eta_{TSm}^* = \eta_{TSb}^*$, the value of total pressure ratio of combustion gas at compressor turbine π_{TSm}^* decreases (Table 1).

At the same time the increase of total temperature of combustion gas at compressor turbine inlet ΔT_{0TS}^* caused the increase the power of power turbine for modified engine with the value ΔN_{TNm} , eq. (13).

Taking into account the relations (1) and (6) for the turbines of modified engine and the relations (12) and (13) we get, eq. (14).

When we divide the equation (14) and (10) and analyse the additional assumptions that, eq. (15) and (16)

after the simple transformation we have the final relation which connects the power increase of power turbine in the modified engine depending on the increase of total temperature of combustion gas before compressor turbine of this engine, eq. (17) and (18).

The increase of power on output shaft of the modified engine is calculated from the formula, eq. (19).

In the above relation: η_M – means mechanical efficiency of power turbine set and η_R – means reduction gear efficiency (for gearless engine $\eta_R = 1$).

3. The influence of combustion gas temperature on geometrical parameters of nozzle guide vanes

For design point conditions in nozzle guide vanes of turbine propelling the compressor there is usually a critical and over-critical drop of combustion gas pressure, and therefore in minimal section of the nozzle guide vanes (in throat) there is a critical flow, and the mass flow rate of combustion gas flowing through the rim has the maximum value. For the isentrop-

wu łopatki w wieńcu, B_1 – współczynnik korekcyjny zarysu przekroju merydionalnego kanału wieńca dyszowego, α_1 – kąt wypływu spalin (równy w przybliżeniu kątowi ustawienia krawędzi spływu łopatki – rys. 6).

Z tabeli 1 wynika, że zmiana temperatury spalin na wejściu do turbiny sprężarki wymusza zmiany pola powierzchni przekroju minimalnego wieńca dyszowego tej turbiny (analogicznie uwagi dotyczą wieńca dyszowego turbiny napędowej). Wartość zmiany pola powierzchni przekroju minimalnego wieńca dyszowego turbiny sprężarki $\Delta(F_{1kr})_{TSm}$ związaną ze zmianą temperatury spiętrzenia spalin na wlocie tej turbiny ΔT_{0TS}^* , określa się z równania ciągłości napisanego dla przepływu w przekroju minimalnym aparatu kierującego turbiny.

Dla turbiny sprężarki silnika bazowego można bowiem napisać [9]:

$$= s'_f \frac{P_{0TSb}^*}{\sqrt{T_{0TSb}^*}} (F_1)_{TSb} q(\lambda_1)_{TSb} \sin \alpha_{1TSb} \sigma_{WDTSb} \mu_{WDTSb} \quad (21)$$

a dla turbiny sprężarki silnika zmodyfikowanego

$$(G_{WD})_{TSm} =$$

$$= s'_f \frac{P_{0TSM}^*}{\sqrt{T_{0TSM}^*}} (F_1)_{TSM} q(\lambda_1)_{TSM} \sin \alpha_{1TSM} \sigma_{WDTSm} \mu_{WDTSm} \quad (22)$$

Zakładając, że niezmiennosc przekroju merydionalnego kanału przepływowego wieńca dyszowego turbiny sprężarki $(F_1)_{TSb} = (F_1)_{TSM}$ oraz zachowanie krytycznych warunków przepływu w tym wieńcu $q(\lambda_1)_{TSb} = q(\lambda_1)_{TSM} = 1$, po podzieleniu stronami równania (22) przez (21) oraz odpowiedniej przebudowie otrzymuje się:

$$\frac{\sin \alpha_{1TSM}}{\sin \alpha_{1TSb}} = \frac{(F_{1kr})_{TSM}}{(F_{1kr})_{TSb}} = \frac{(G_{WD})_{TSM}}{(G_{WD})_{TSb}} \frac{P_{0TSb}^*}{P_{0TSM}^*} \sqrt{1 + \frac{\Delta T_{0TSM}^*}{T_{0TSb}^*}} \quad (23)$$

lub

$$\left(1 + \frac{\Delta(F_{1kr})_{TSM}}{(F_{1kr})_{TSb}}\right) = \frac{(G_{WD})_{TSM}}{(G_{WD})_{TSb}} \frac{P_{0TSb}^*}{P_{0TSM}^*} \sqrt{1 + \frac{\Delta T_{0TSM}^*}{T_{0TSb}^*}} \quad (24)$$

W równaniu (23) przyjęto

$$\sigma_{WDTSb} \mu_{WDTSb} = \sigma_{WDTSm} \mu_{WDTSm}$$

Natomiast w relacji (24) wprowadzono zapis:

$$\Delta(F_{1kr})_{TSM} \equiv \Delta(F_{WD})_{TSM} = (F_{1kr})_{TSM} - (F_{1kr})_{TSb}$$

Wyznaczenie kąta wypływu spalin α_{1TSM} z relacji ogólnej (23) umożliwi określenie zmiany kąta ustawienia profilu łopatki wieńca dyszowego turbiny sprężarki w silniku zmodyfikowanym

$$\Delta \gamma_{TSM} = \Delta \alpha_{1TSM} = \alpha_{1TSM} - \alpha_{1TSb} \quad (25)$$

Występujący w relacji (3) rozpręż turbiny wytornicowej π_{TS}^* (zarówno dla silnika bazowego jak i zmodyfikowanego) wyznacza się z bilansu mocy sprężarki (S) i turbiny sprężarki (TS), bowiem warunkiem ustalonej współpracy tych zespołów jest spełnienie zależności:

ic flow in turbine nozzle guide vanes it is possible to write, eq. (20)

where: z – number of blades for the nozzle rim, t – pitch for the nozzle rim, d_g – throat diameter in the rim, B_1 – correction coefficient of meridional profile of nozzle guide vanes passage, α_1 – angle of combustion gas outflow (approximately equal to the setting angle of the blade trailing edge – Fig. 6).

From the Table 1 we can see that the change of combustion gas temperature at the compressor turbine inlet forces the change of minimal section area for rim of this turbine (similarly these remarks concern the power turbine nozzle guide vanes). The value of change of the minimal section area of nozzle guide vanes of compressor turbine $\Delta(F_{1kr})_{TSm}$ connected with the change of combustion gas temperature at the inlet of this turbine ΔT_{0TS}^* is calculated from the continuity equation for the flow in the minimal section of the turbine nozzle diaphragm.

For the compressor turbine of base engine there is an equation (21) [9]

and for the compressor turbine of the modified engine, eq. (22).

Assuming that unvariability of meridional profile of nozzle rim of flow passage for compressor turbine $(F_1)_{TSb} = (F_1)_{TSM}$ and the critical conditions of the flow in this rim $q(\lambda_1)_{TSb} = q(\lambda_1)_{TSM} = 1$ after the divide of the equation (22) by (21) and some changes we get, eq. (23) or eq. (24).

In the equation (23) it was assumed

$$\sigma_{WDTSb} \mu_{WDTSb} = \sigma_{WDTSm} \mu_{WDTSm}$$

and in relation (24) the notation was introduced:

$$\Delta(F_{1kr})_{TSM} \equiv \Delta(F_{WD})_{TSM} = (F_{1kr})_{TSM} - (F_{1kr})_{TSb}$$

The determination of the inlet absolute flow angle α_{1TSM} from the general relation (23) enables to determine the change of the angle profile setting of nozzle guide vane blades of compressor turbine in the modified engine, eq. (25).

The total pressure ratio of combustion gas at compressor turbine π_{TS}^* in relation (3) (both for the base engine and the modified one) is determined from the balance of compressor power (S) and compressor turbine (TS) as the condition of work of both these assemblies is to satisfy the dependence, eq. (26).

In the above formula β means correction coefficient of combustion gas mass flow rate, eq. (27).

On the other hand, eq. (28)

where: δ_s, δ_{KS} – relative air mass flow rate carried off from the compressor and combustion chamber, α_2 – total coefficient of air excess in combustion chamber.

From the equation (26) we get, eq. (29).

To determine the kinematic and thermal parameters of flow and geometrical for rims of a single stage turbine propelling the compressor the sequence in Fig. 7 is used. The flow angles for the nozzle guide vane rim of the stage are calculated from the velocity triangle with the use of continuity equation. The flow angles for the rotor rim are calculated for the established parameters at the impeller inlet, rotational speed of turbine shaft and the determined gas mass

$$C_p T_H^* \left(\pi_{Sm}^* \frac{k-1}{k} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{Sm}^*} =$$

$$= C_p T_{0TSM}^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{TSM}^* \frac{k'-1}{k'}} \right) \eta_{TSM}^* \eta_{MTSM} \beta \quad (26)$$

W powyższym wzorze przez β oznaczono współczynnik korekcji strumienia masy spalin

$$\beta = \frac{(G_{WD})_{TS}}{G_1} \quad (27)$$

Z drugiej strony:

$$\beta = (1 - \delta_s - \delta_{KS}) \frac{1 + \alpha_\Sigma L_t}{\alpha_\Sigma L_t} \quad (28)$$

gdzie odpowiednio: δ_s , δ_{KS} – względny strumień masy powietrza odprowadzanego ze sprężarki oraz komory spalania, α_Σ – sumaryczny współczynnik nadmiaru powietrza w komorze spalania.

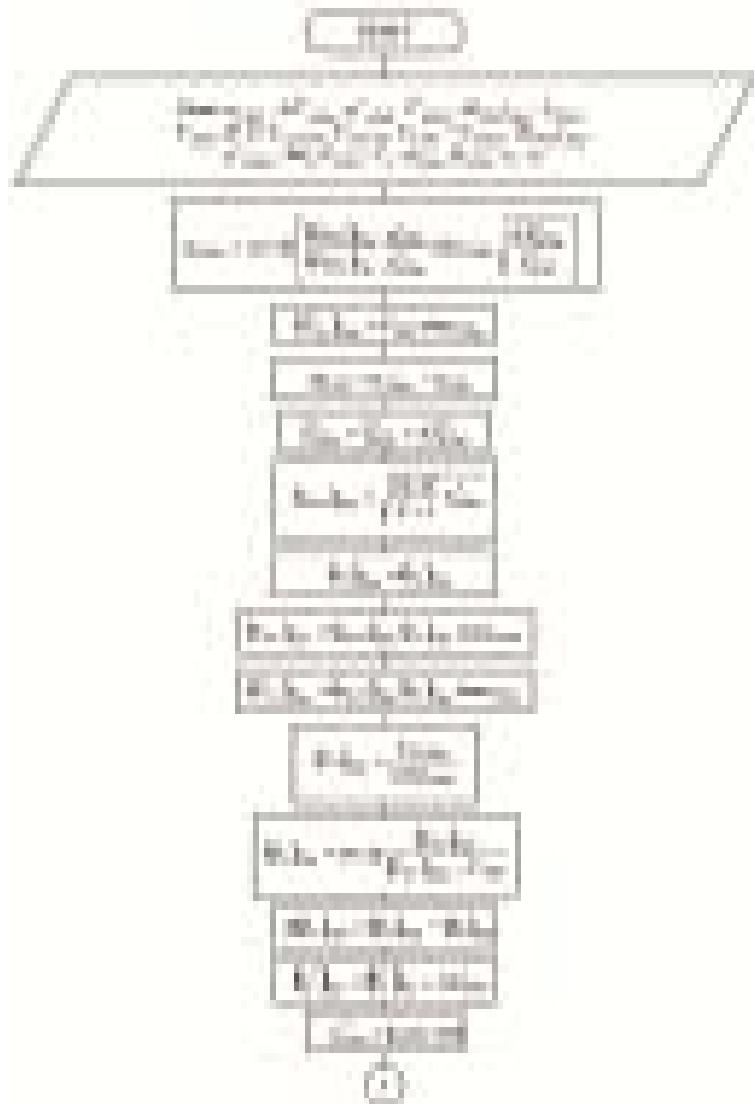
Z równania (26) uzyskuje się po przebudowie

$$\pi_{TSM}^* = \left(1 - \frac{C_p T_H^*}{C_p T_{0TSM}^*} \frac{\pi_{Sm}^* \frac{k-1}{k} - 1}{\eta_{Sm}^* \eta_{TSM}^* \eta_{MTSM}} \right)^{\frac{-k'}{k'-1}} \quad (29)$$

Dla określenia parametrów kinematycznych i termicznych strumienia oraz geometrycznych wieńców jednostopniowej turbiny napędzającej sprężarkę wykorzystuje się kolejność postępowania przedstawioną na rys. 7. Kąty strumienia dla wieńca dyszowego stopnia oblicza się z trójkąta prędkości przy wykorzystaniu równania ciągłości. Kąty strumienia dla wieńca wirnikowego oblicza się dla ustalonych parametrów na wlocie, obrotów wału turbiny i określonego strumienia masy spalin. Obliczanie parametrów kinematycznych czynnika na wlocie wirnika przebiega z użyciem równania ciągłości (indeks G) oraz równania Eulera (indeks E), zaś wyznaczone w taki sposób wartości składowej obwodowej prędkości bezwzględnej C_{2U} winny być zbliżone. Obliczona z równania ciągłości wartość składowej osiowej prędkości bezwzględnej C_{2a} , wynikająca z trójkąta prędkości, winna spełniać warunek $\beta_2 = \text{idem}$ co realizuje się przez korektę wartości kąta α_2 prędkości bezwzględnej ($\delta\alpha_2 = 0,25-0,5^\circ$).

4. Uwagi końcowe i wnioski

Sposób modyfikacji poprzez zmianę temperatury spiętrzenia spalin przed turbiną jest uniwersalny, stosowany powszechnie w celu zmiany osiągnięć zarówno lotniczych silników jednoprzepływowych i dwuprzepływowych. Me-



Rys. 7. Schemat blokowy obliczeń parametrów jednostopniowej turbiny sprężarki
Fig. 7. Block diagram of parameters calculations of a single-stage compressor turbine

flow rate. Calculation of kinematic parameters of working fluid at the rotor outlet proceeds with the use of the continuity equation (index G) and Euler equation (index E), and the determined in this way component value of circumferential velocity C_{2U} should be similar. The calculated from the continuity equation value of axial velocity C_{2a} , which results in velocity triangle should satisfy the condition $\beta_2 = \text{idem}$ which is done by the proofread of absolute flow angle value α_2 ($\delta\alpha_2 = 0.25-0.5^\circ$).

4. Final remarks and conclusions

The way of modification through the change of stagnation temperature of combustion gas before turbine is universal and it is used commonly in order to change the performance of the aircraft engines both turbojets and turbofans. The analytical method with a sufficient precision for the engineering practice can be used during the Conceptual Design and the numerical method – during calculations for the

tość analityczną z dostateczną dokładnością dla praktyki konstruktorskiej można wykorzystać w trakcie realizacji Założeń Konstrukcyjnych natomiast numeryczną – podczas prowadzenia obliczeń Projektu Wstępnego modyfikacji konstrukcji lotniczego silnika śmigłowego i śmigłowcowego.

Obie metody stanowią zatem narzędzie wstępnej analizy ilościowej oceny zmian parametrów silnika i geometrii modyfikowanych wieńców turbin. W obliczeniach przepływowych wchodzących w skład Projektu Technicznego, wykorzystuje się modele przepływu dwuwymiarowego oraz trójwymiarowego czynnika lepkiego lub nielepkiego, a stosowane programy obliczeń umożliwiają optymalizację geometrii modyfikowanych zespołów turbin [3].

Zaprezentowane w pracy sposoby obliczeń zmian osiągow silników śmigłowych i śmigłowcowych zweryfikowano rezultatami badań eksperymentalnych, przeprowadzonych w WSK „PZL-Rzeszów” S.A. Badania eksperymentalne potwierdziły w pełni przydatność przedstawionych w artykule metod obliczeń (rys. 8).

Rysunki 8a i 8b ilustrują odpowiednie przebiegi uzyskane dla silnika śmigłowcowego, natomiast 8c oraz 8d dotyczą zależności uzyskanych dla silnika śmigłowego.

Zastosowanie zmiany temperatury spiętrzenia spalin w trakcie modyfikacji silnika śmigłowcowego Allison 250-C20 o mocy startowej na wale wyjściowym $N_{eb} = 298$ kW, umożliwiło otrzymanie silnika zmodyfikowanego 250-C20B o mocy startowej $N_{em} = 313$ kW. Wzrost mocy startowej uzyskano poprzez wzrost temperatury spiętrzenia spalin przed turbiną wytwornicy: $\Delta T_{3m}^* = \Delta T_{0T3m}^* = 17$ K.

Zwiększenie temperatury spiętrzenia spalin przed turbiną wytwornicy o wartości $\Delta T_3^* = 40$ K w turbinowym silniku śmigłowym z wolną turbiną napędową TWD-10B o mocy startowej $N_{eb} = 706$ kW pozwoliło na uzyskanie modyfikacji oznaczonej jako TWD-10B2 o mocy startowej $N_{em} = 772$ kW.

Artykuł recenzowany

Literatura/Bibliography

- [1] Antas S.: Założenia konstrukcyjne silnika TWD-10B o zwiększonej mocy startowej do 1050 KM. WSK „PZL-Rzeszów” S.A. Dok. Nr 19.0.688. 2001, s. 113.
- [2] Antas S.: Założenia konstrukcyjne silnika GTD-350 W2. WSK „PZL-Rzeszów” S.A., Dok. Nr 16.0.573, 2002, s. 137.
- [3] Antas S. i. in.: Projekt techniczny silnika GTD-350 W2. Cz. I. Obliczenia przepływowe i badania eksperymentalne silnika. WSK „PZL-Rzeszów” S.A., Dok. Nr 16.0.576, 2003, s. 443.
- [4] Antas S., Chmielniak T.: Change of Surge Margin of a Turbo-shaft Engine Compressor in Manufacturing Conditions. International Journal of Turbo and Jet-Engines, No. 2, 2001, s. 105–115.
- [5] Antas S.: The Aero-Thermodynamic Aspects of the Methods for Design Modifications of Turboprop and Turbo-shaft Engines. The Archive of Mechanic Engineering, No 3, 2000, s. 225–246.
- [6] Antas S.: The Methods of Modifications of Turbo-shaft Civil and Military Engines. Prace Instytutu Lotnictwa, z. 165–166, nr 2–3, 2001, s. 43–54.



Rys. 8. Wpływ zmian pola powierzchni przekroju minimalnego wieńca dyszowego turbiny sprężarki (a), (b) oraz napędowej (c), (d) na zmiany mocy na wale wyjściowym oraz przyrosty temperatury spiętrzenia spalin na wlocie do turbiny [9]

Fig. 8. The influence of changes of section area of nozzle guide vanes of turbine compressor (a), (b) power (c), (d) on the power change on outlet shaft and increase of total temperature of combustion gas at the turbine inlet [9]

- [7] Antas S.: An Analytical and Numerical Method of Calculating the Surge Margine of Compressor of Turboshaft Engine with Free Power Turbine. The Archive of Mechanical Engineering, Vol. XLVIII, No. 4, 2001, s. 373–397.
- [8] Antas S., Lesikiewicz A.: Teoria silników przepływowych. Funkcje gazodynamiczne. Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 1987.
- [9] Antas S.: Ocena wpływu wybranych metod modyfikacji maszyn wirnikowych turbinowych silników śmigłowych i śmigłowcowych na zapas statecznej pracy sprężarki. Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 2006.
- [10] Skworcow G.W. (red.): Inostrannyje awiacionnyje dwigateli. CIAM, Moskwa 1984.

Oznaczenia/Nomenclature

A	<i>mass flow parameter</i> – wskaźnik strumienia masy
C	<i>absolute velocity</i> – prędkość bezwzględna
C_p, C'_p	<i>specific heat for air and combustion gas</i> – ciepło właściwe odpowiednio dla powietrza i spalin
F	<i>section area</i> – pole powierzchni przekroju
G	<i>mass flow rate</i> – strumień masy czynnika
k, k'	<i>isentropic constant for air and combustion gas</i> – wykładnik izentropii odpowiednio dla powietrza i spalin
l	<i>specific work</i> – praca właściwa
L_t	<i>stoichiometric air/fuel ratio</i> – teoretyczne zapotrzebowanie powietrza
n	<i>rotational speed</i> – prędkość obrotowa
N	<i>power</i> – moc
p_i^*, T_i^*	<i>total pressure and temperature in a given control section</i> – odpowiednio: ciśnienie i temperatura spiętrzenia strumienia w rozpatrywanym przekroju kontrolnym
R, R'	<i>individual gas constant for air and combustion gas</i> – indywidualna stała gazowa odpowiednio dla powietrza i spalin
s_f, s'_f	<i>continuity equation constant for air and combustion gas</i> – stała w równaniu ciągłości odpowiednio dla powietrza i spalin
U	<i>vane rotor tangential velocity</i> – prędkość obwodowa
α	<i>absolute flow angle</i> – kąt prędkości bezwzględnej
β	<i>relative flow angle</i> – kąt prędkości względnej
γ	<i>setting angle of profile</i> – kąt ustawienia profilu w palisadzie
π	<i>compression or expansion ratio</i> – spręż lub rozpręż
σ	<i>recovery factor of total pressure</i> – stopień strat ciśnienia spiętrzenia
η	<i>efficiency</i> – sprawność
λ	<i>Laval number</i> – liczba Lavala
$q(\lambda)$	<i>mass flux density</i> – względna gęstość strumienia masy czynnika
μ	<i>flow rate factor</i> – współczynnik natężenia przepływu

Preliminary Design of the construction modification of turboprop and turboshaft engine.

Both methods are the tool for the preliminary analysis of change assessment of engine parameters and geometry of the modified turbine rims. In flow calculations which are in the Technical Design the models of two-dimensional and three-dimensional flow of viscid and inviscid fluid are used and the calculation programs enable for optimization of geometry of the modified turbine assemblies [3].

Presented in the paper ways of the performance change calculations of turboprop and turboshaft engines were verified with the results of experimental research done in WSK „PZL-Rzeszów” S.A. Experimental research confirmed fully the usefulness of the calculation methods featured in the article (Fig. 8).

Fig. 8a and 8b show the run for the turboshaft engine and fig 8c and 8d concern the dependence for the turboprop engine.

The application of the change of total temperature of gas during the modification of the turboshaft engine Allison 250-C20 with the take-off power on the output shaft $N_{eb} = 298$ kW enabled to receive the modified engine 250-C20B with take-off power $N_{em} = 313$ kW. The increase of take-off power was by the increase of the stagnation gas temperature before a gasifier turbine: $\Delta T_{3m}^* = \Delta T_{0T5m}^* = 17$ K.

The increase of total temperature of combustion gas before compressor turbine with the value $\Delta T_3^* = 40$ K for turboprop engine with free power turbine TWD-10B with the take-off power $N_{eb} = 706$ kW enabled to get TWD-10B2 modification with take-off power $N_{em} = 772$ kW.

Indeksy/Indexes

*	<i>total parameter</i> – dotyczy parametru spiętrzenia
'	<i>gas parameter</i> – dotyczy parametru spalin
S	<i>compressor parameter</i> – dotyczy parametru sprężarki
KS	<i>combustion chamber parameter</i> – dotyczy parametru komory spalania
TS	<i>compressor turbine parameter</i> – dotyczy parametru turbiny sprężarki
TN	<i>power turbine parameter</i> – dotyczy parametru turbiny napędowej
D	<i>exhaust diffuser parameter</i> – dotyczy parametru dyfuzora
WD	<i>nozzle guide vane parameter</i> – dotyczy parametru wieńca dyszowego

Dr inż. Stanisław Antas, adiunkt na Wydziale Budowy Maszyn i Lotnictwa Politechniki Rzeszowskiej.

Mr Stanisław Antas, PhD. MEng. Doctor in the Faculty of Mechanical Engineering and Aeronautics at Rzeszów University of Technology.



Robert JAKUBOWSKI*
Adam KONIECZNY
Marek ORKISZ
Zdzisław SIEKIERDA
Piotr WYGONIK
Maria ZARSZYŃSKA

Wtryskiwacz aeracyjny do silnika małego bezzalogowego aparatu latającego – prezentacja i omówienie wyników badań

W pracy przedstawiono zaproponowane rozwiązanie konstrukcyjne wtryskiwacza, który w przyszłości ma być wykorzystany do rozpylania paliwa w małym bezzalogowym aparacie latającym. Krótko przedstawiono przebieg prac nad wykonaniem modelu wtryskiwacza w metodzie rapid prototyping, a następnie omówiono prowadzone prace badawcze, które miały na celu określić właściwości rozpylanej cieczy. Przedstawiono i omówiono wyniki badań przepływowych oraz makrostruktury rozpylanej strugi cieczy, na podstawie których sformułowano wnioski odnośnie wpływu cech konstrukcyjnych wtryskiwacza i parametrów zasilania na parametry rozpylania.

Słowa kluczowe: silnik lotniczy, wtryskiwacz aeracyjny, rozpylanie cieczy, natężenie przepływu

Aeral injector for combustor of small unmanned aircraft – results of investigation

The The conception of the construction of the fuel spray injector for a turbo engine of a small unmanned aircraft is proposed in this paper. The work out of the injector model made in rapid prototyping method is shortly presented. Methods of the injector investigation were described. The results of the injector flow parameters and macrostructure parameters investigation were presented and discussed. They were used to formulate the main conclusion connected with the relation between the injector construction, the injector feeding parameters and spray parameters.

Key words: aircraft engine, aeral injector, liquid atomization, flow rate

1. Wstęp

W Katedrze Samolotów i Silników Lotniczych Politechniki Rzeszowskiej prace nad bezzalogowymi aparatami latającymi są prowadzone od kilku lat. Jednym z realizowanych w tym zakresie tematów jest opracowanie wtryskiwacza do małego silnika turbinowego, który miałby stanowić w przyszłości napęd tego typu statków powietrznych.

Wyniki wstępnych analiz różnych rozwiązań wtryskiwaczy [13, 14, 15] doprowadzenia paliwa do silnika wskazały, że bardzo korzystne byłoby zastosowanie wtryskiwacza aeracyjnego. Przemawia za tym kilka względów, a przede wszystkim to, że do jego zasilania nie jest wymagana instalacja paliwowa o bardzo wysokim ciśnieniu. Pozwala to na odciążenie konstrukcji przez rezygnację z pompy paliwa wysokiego ciśnienia, a przez to zmniejszenie mocy odbieranej od silnika do jej napędu. Ma to szczególnie istotne znaczenie przy konstruowaniu małych samolotów, gdzie redukcja każdej dodatkowej masy oraz racjonalna gospodarka zasobami energetycznymi silnika pozwala zwiększyć ich właściwości użytkowe.

Kolejną korzystną cechą tego rozwiązania jest to, że przez odpowiednie oddziaływanie konstrukcji wtryskiwacza na przepływające przez niego powietrze i paliwo udaje się uzyskać mieszanek paliwowo-powietrzną o dobrym rozpyleniu i korzystnej mikrostrukturze kropeł [1, 5, 7, 8, 16]. We wtryskiwaczu stosowane są bowiem zawirowywacze powietrza w obydwu kanałach o przeciwnych kierunkach zawirowania.

1. Introduction

The work of small unmanned aircrafts has been conducted in Aircrafts and Aircraft Engines Department for a few years. One of the investigated problems is to work out an injector for combustor of small turbo engine. This engine will propel the small unmanned aircraft in the future.

The results of a preliminary analysis of various types of injectors showed that the aeral injector could be a more profitable sprayer in the combustor of the small turbo engine [13, 14, 15]. This is because it cooperates with a low pressure fuel installation. For this reason the fuel installation is lighter (there is no high pressure pump) and the energy consumption lower (does not power the high pressure pump). Finally, we can get a small aircraft with higher capacity and greater energy.

Another advantage of the aeral injector is its construction. There are blade rows with an opposite swirl direction in two channels of it. They give the air-fuel mixture of good macro and microstructure parameters [1, 5, 7, 8, 16].

The high by-pass engines with combustors equipped with injectors of presented types, which are operated these days (for example CFM 56D) are environmentally friendly [12]. The greater amount of air in the combustion zone lowers NO_x emission.

All of the presented aspects caused the start of work out and an investigation of the aeral injector for a small unmanned aircraft. The first stage of the work included: working out of

Eksplloatowane obecnie duże silniki lotnicze, których komory spalania wyposażone są we wtryskiwacze tego typu (np. silnik CFM 56D), wskazują na korzystne walory tego rozwiązania z punktu widzenia ekologii [12]. Poprzez zwiększenie udziału powietrza bezpośrednio w strefie spalania obniża się bowiem emisyjność tlenków azotu.

Wszystkie te aspekty spowodowały, że podjęto prace nad opracowaniem i przebadaniem wtryskiwacza aeracyjnego, który mógłby w przyszłości zasilać mały bezzałogowy aparat latający. Pierwszym etapem było opracowanie kształtu wtryskiwacza, jego projekt i wykonanie w metodzie sereolitografii z żywicy epoksydowej, a następnie przeprowadzenie badań przepływowych oraz oceny właściwości makrostruktury rozpylanej cieczy. Wyniki realizacji tego etapu prac zostaną przedstawione w prezentowanym artykule.

2. Wtryskiwacz aeracyjny – koncepcja rozwiązania

Przyjęte rozwiązanie wtryskiwacza schematycznie przedstawiono na rysunku 1. Składa się on z dwóch kanałów przepływowych – wewnętrznego i zewnętrznego, między którymi występuje kanał paliwowy, doprowadzający rozpylaną ciecz do wylotu w kanale wewnętrznym. Podczas pracy wtryskiwacza rozpylana ciecz jest zasysana przez powietrze z kanału wewnętrznego, następnie ulega rozdrobnieniu w wyniku działania wewnętrznego zawirowanego strumienia powietrza. Powstający aerozol jest ponownie rozpylany przez zewnętrzny strumień zawirowanego w przeciwnym kierunku powietrza. Zapewnia to dobre rozpylenie cieczy oraz uzyskanie homogenicznej mieszanki paliwowo-powietrznej.

Projekt części przepływowej wtryskiwacza wykonano z wykorzystaniem programu komputerowego opracowanego w oparciu o zależności konstrukcyjno-przepływowe dla tego typu wtryskiwaczy [2, 4, 6, 9, 11]. Stosunek pól powierzchni przekrojów kanału zewnętrznego i wewnętrznego przyjęto na poziomie 2,4. Grubość szczeliny wypływu cieczy założono na ok. 0,3 mm.

Przyjęto, że przepływ powietrza w obu kanałach wtryskiwacza jest osiowy do momentu występowania palisad łopatkowych, które zawirowują przepływający strumień w obydwu kanałach w przeciwnych kierunkach. Palisadę w kanale wewnętrznym tworzy 7 odpowiednio ukształtowa-

the conception of injector shape, making a project, executing it by epoxide resin in rapid prototyping method, investigating the injector flow losses and macrostructure of spray. The results of this step are presented in this article.

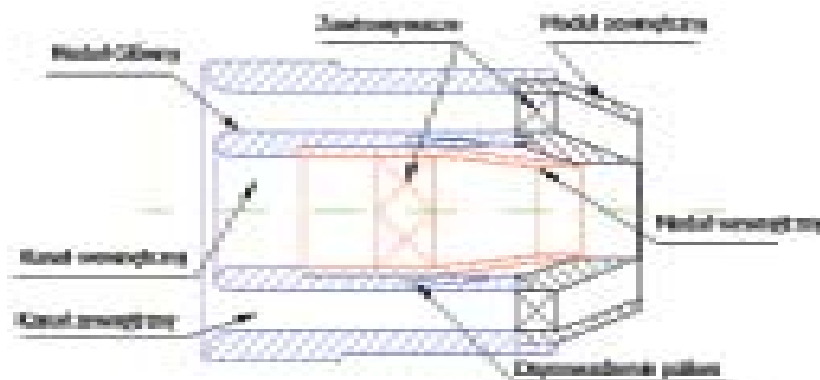
2. Conception of aeral injector

The diagram of the aeral injector is presented in Fig 1. The injector consists of two flow channels – internal and external. The fuel supply pipe is between them. Fuel is supplied to the outlet of an internal channel. The spray liquid is sucked by air flow through the internal channel during the injector work. Liquid is broken-up by swirl air in this channel. Aerosol is sprayed again by opposite directed swirl flow in the external channel. It gives a good droplet size reduction and homogenization of spray.

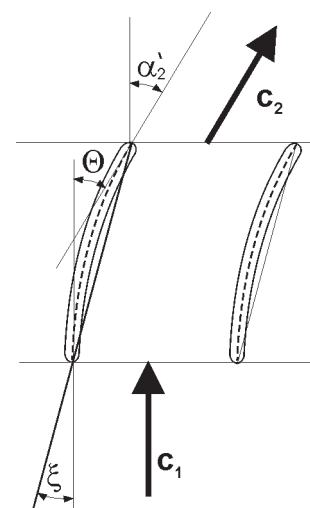
The analytical calculation of injector was done with the use of the computer program which included internal channel flow and the flow through blade cascade rows [2, 4, 6, 9, 11]. The external to internal channel area ratio was 2.4. The width of the fuel supply gap was 0.3 mm.

The flow through both channels was taken as axial to the blade rows. Blades swirl flow in opposite direction. There are 7 blades in the internal cascade and 13 blades in the external cascade. The blades camber line is a circular arc. The profile thickness is fixed at 0.7 mm. The arrangement of the blades in the cascades gives axial inflow with 0° of incident angle. The outlet angle of the blades is describe by α_2' . Profile geometry is shown in Fig. 2. For the purpose of the investigation the inserts with blades rows with stagger angle of $10^\circ, 15^\circ, 20^\circ, 25^\circ$ (swirl angle $20^\circ, 30^\circ, 40^\circ, 50^\circ$) were done for both channels.

The injector has the modular structure, Fig. 3. It gives a possibility to investigate various angles of flow swirl by using only one injector with the replaceable inserts of the blades rows for internal and external channels. Modules and the injector casing were done from ep-



Rys. 1. Schemat wtryskiwacza aeracyjnego
Fig 1. Diagram of aeral injector



Rys. 2. Wycinek palisady łopatkowej z pokazaniem przyjętej nomenklatury oznaczeń
Fig. 2. Blades palisade

c_1, c_2 – wektory prędkości napływu i splywu z palisady zawirowującej wtryskiwacz/vectors of flow in and out of palisade velocity;
 ξ – kąt zaklinowania profilu w palisadzie/stagger angle;
– kąt skreślenia łopatek/blade swirl angle;

– konstrukcyjny kąt na splywie z łopatek/blade outlet angle

nych łopatek, a w kanale zewnętrznym 13 łopatek. Szkieletowa łopatek jest łukiem koła, a grubość profilu jest stała i wynosi 0,7 mm. Łopatki tak są ustawione w palisadach, że krawędź napływu łopatek jest w osi kanału, natomiast krawędź spływu jest odchylona od kierunku osiowego o zadany kąt α_2' . Geometrię profilu z zaznaczonymi kątami przedstawiono na rysunku 2. W celach badawczych wykonano dla obydwu kanałów wkładki z łopatkami o kącie zakłiniwania profilu wynoszącym 10°, 15°, 20° i 25°, co daje kąty zawirowania wkładek odpowiednio 20°, 30°, 40° i 50°.

W celu prowadzenia badań dla różnych kątów zawirowania łopatek bez konieczności budowania kilku wtryskiwaczy opracowano wtryskiwacz o budowie modułowej, rys. 3. Moduły wykonano metodą stereolitografii z żywicy epoksydowej, co znacząco obniżyło koszty i przyspieszyło czas realizacji w stosunku do wykonania w metalu. Przez to jednakże ograniczony został obszar zastosowań do rozpylania wody, ponieważ paliwo spowodowałoby rozpuszczenia wtryskiwacza.

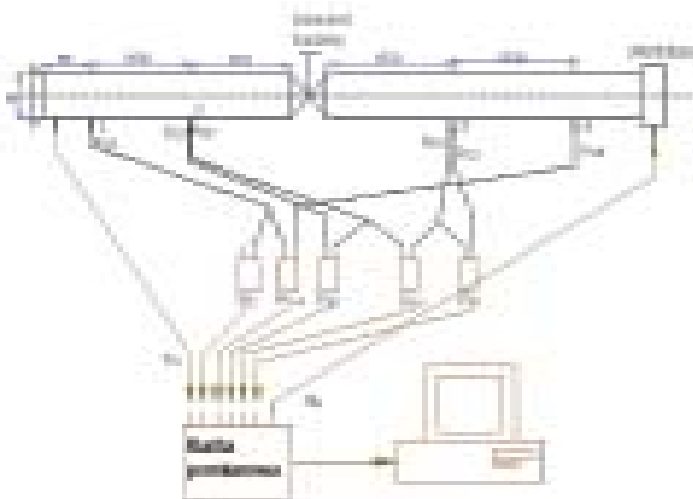
3. Badanie właściwości przepływowych wtryskiwacza

Charakterystyki przepływowe wtryskiwacza wyznaczono na podstawie wyników pomiarów wykonanych na stanowisku badawczym, którego schemat przedstawiono na rysunku 4. Na podstawie badań określono zależność współczynnika strat ciśnienia we wtryskiwaczu ζ_w i związanego z tym współczynnika natężenia przepływu μ [13, 14] od wydatku powietrza przepływającego przez wtryskiwacz.

Stratę ciśnienia we wtryskiwaczu wyznaczono z zależności:

$$\zeta_w = \frac{2(2 \cdot \Delta p_{2-3} - \Delta p_{1-4})}{\rho \cdot U^2} \quad (1)$$

gdzie: Δp – zmiana ciśnienia między określonym przekrojami kanału przepływowego, ρ – gęstość powietrza, U – prędkość przepływu powietrza.

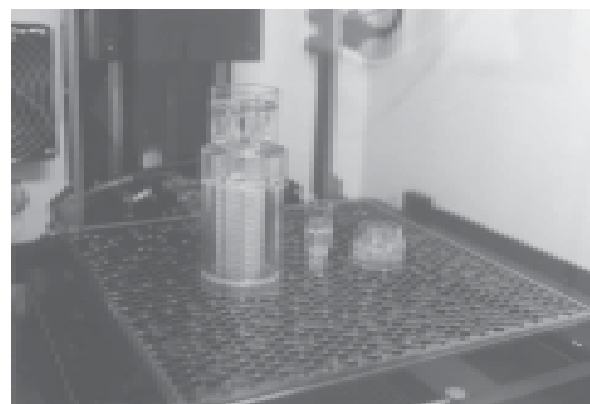


Rys. 4. Schemat stanowiska do określania strat przepływowych wtryskiwacza aeracyjnego, 1...4 – punkty pomiaru ciśnienia

Fig. 4. Diagram of facility for determination of aerial injector flow characteristics, 1...4 the section of pressure measurements

D – średnica wlotu do stanowiska pomiarowego/cross section area of the facility inlet, p – ciśnienie/pressure, T – temperatura/temperature, n_o – obroty wentylatora/fan rotations

oxide resin in rapid prototyping method. This technology reduces cost and time of the execution compared with the metal execution. For this reason the epoxide injector has got limitations. It could be used with water only, because fuel could dissolve the injector.



Rys. 3. Moduły wtryskiwacza – projekt komputerowy oraz po wykonaniu z żywicy epoksydowej metodą stereolitografii

Fig. 3. Injector modules – conception project and injector made by rapid prototyping methods

3. Injector flow characteristics investigation

The flow characteristics of the injector was done with the use of test bed whose diagram was shown in Fig 4. The relationship between pressure drop coefficient ζ_w , flow coefficient μ and air flow through the injector was done during these investigations.

Pressure drop coefficient was calculated from Eq. 1, where: Δp – pressure change between flow channels sections, ρ – air density, U – air flow speed.

The flow coefficient was calculated from Eq. 2, where: p – static pressure, p_d – dynamic pressure, c_p – specific heat, T – temperature, k – air isentropic index.

Both two presented parameters were analyzed. They are interrelated [13, 14] for this reason the flow coefficient characteristic is presented in this paper (Fig. 5) and pressure drop characteristic is omitted. The nomenclature in the Figure 5 is: w – the angle of the blade stagger in internal channel, z – the angle of the blade stagger in external channel, kadłub – results for injector frame without blades.

The presented results show that injector causes the significant flow losses. The source of them is the

Współczynnik natężenia przepływu wtryskiwacza wyznaczono z zależności:

$$\mu = \sqrt{\frac{2 \cdot p_{d3}}{\rho_{oboczenia}}} \cdot \rho_{oboczenia} / \sqrt{2c_p \cdot T_{oboczenia} \left[1 - \left(\frac{p_3}{p_{oboczenia}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \cdot \rho_{oboczenia} \cdot \left(\frac{p_3}{p_{oboczenia}} \right)^{\frac{1}{k}} \quad (2)$$

gdzie: p – ciśnienie statyczne, p_d – ciśnienie dynamiczne, c_p – ciepło właściwe powietrza przy stałym ciśnieniu, T – temperatura, k – wykładnik izentropii dla powietrza.

Analizie poddano obydwa wskaźniki określające straty przepływowe we wtryskiwaczu. Jednakże ze względu na to, że są one ze sobą związane zostanie zaprezentowana jedynie charakterystyka współczynnika natężenia przepływu (rys. 5). Przyjęta nomenklatura w opisie wykresu oznacza kąt zaklinowania łopatek w kanałach: w – wewnętrznym, z – zewnętrznym. Kadłub określa wyniki uzyskane podczas badania kadłuba bez wkładek zawirowujących.

Uzyskane wyniki wskazują, że konstrukcja wtryskiwacza powoduje znaczące straty przepływu, których źródłem jest już sam kadłub wtryskiwacza. Łopatki zawirowujące strumień w kanałach tylko nieznacznie powiększają wartość generowanych strat przepływowych. Wzrost wydatku przepływającego powietrza zmniejsza straty przepływu (wzrost współczynnika natężenia przepływu, który dla maksymalnych badanych wydatków wynosi 0,14).

Przeprowadzone badania pozwoliły znaleźć korelację między liczbą Reynoldsa a współczynnikiem strat ciśnienia na łopatkach zawirowujących wyrażone zależnościami – dla łopatek w kanale zewnętrznym:

$$\zeta_{\text{lop_kan_zew}} = 5,5678 \times \text{Re}^{-0,3402} \quad (3)$$

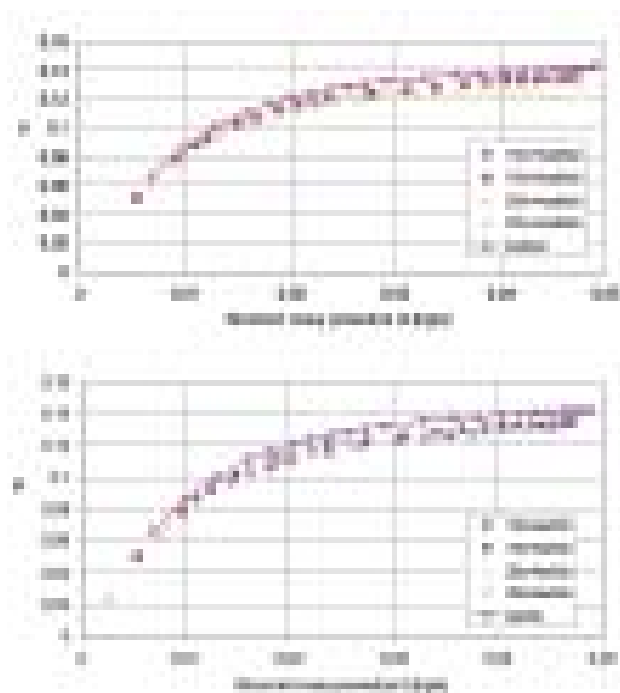
dla łopatek w kanale wewnętrznym:

$$\zeta_{\text{lop_kan_wew}} = 11,173 \times \text{Re}^{-0,4183} \quad (4)$$

Zależności te wykorzystano w analitycznych obliczeniach przepływu przez wtryskiwacz.

4. Badanie makrostruktury cieczy rozpylanej przez wtryskiwacz

Badania makrostruktury rozpylanej cieczy obejmowały swoim zakresem określenie zależności kąta rozpylenia i rozkładu strugi cieczy w zależności od parametrów zasilania wtryskiwacza oraz jego cech konstrukcyjnych. Badania prowadzono na stanowisku, którego schemat przedstawiono na rysunku 6. Do pomiaru kąta rozpylenia wykorzystano szybko-klatkową kamerę CCD oraz oprogramowanie Corel, natomiast do pomiaru rozkładu strumienia cieczy skonstruowano specjalną sondę grzebieniową, którą zamocowano w komorze pomiarowej tak, że powierzchnia wlotu do sondy znajdowała się w odległości 100 mm, a następnie 200 mm od wylotu z wtryskiwacza.



Rys. 5. Zależność współczynnika natężenia przepływu wtryskiwacza od strumienia masy powietrza

Fig. 5. Characteristic of flow rate vs. air flow mass

injector frame itself. The blades only insignificantly increase flow losses. The increase of air flow through the injector reduces flow losses and causes the flow coefficient growth ($\mu_{\text{max}} = 0.14$).

The results of the analysis give the correlation between Reynolds Number and pressure drop coefficient in the injector blades. For blades in external channel it is given in Eq. 3 and for blades in internal channel – in Eq. 4.

That correlation was used in analytical analysis of flow through the injector.

4. Investigation of spray macrostructure

The investigations of spray macrostructure consist of spray angle and drops distribution analysis as a function of the injector construction and its fiddling parameters. The draft of the test stand is shown in Fig. 6. The CCD camera and computer program Corel were used for spray angle measurement. Special probe was designed and executed for the evaluation of the drops distribution. The probe was initialized in the measurement chamber 100 mm and 200 mm away from the injector outlet.

It was a great problem to design such a probe. It should accumulate drops and make possible air flow through it. It is a serious problem because the great amount of air flows through the aeral injector. The probe consists of 9 combs mounted in the holder (Fig. 7). Two adjacent pipes of the combs are connected and make the U-tube. One U-tube inlet is closed (Fig. 8). In this tube is hollowed the hole by which air is carried off from the probe.

Konstrukcja sondy stanowiła osobny problem do rozwiązania. Musiała ona bowiem zatrzymywać rozpylaną ciecz, a przy tym zapewniać przepływ powietrza, którego duże ilości przepływają przez wtryskiwacz aeracyjny. Opracowane rozwiązanie składa się z 9 grzebieni zamocowanych w uchwycie (rys. 7). Dodatkowo, po dwa sąsiednie kanały grzebienia są połączone w U-rurkę z zaślepionym wlotem do jednego z kanałów (rys. 8). W kanale tym nawiercony jest otwór, który odprowadza powietrze z sondy.



Rys. 7. Sonda grzebieniowa
Fig 7. Comb probe

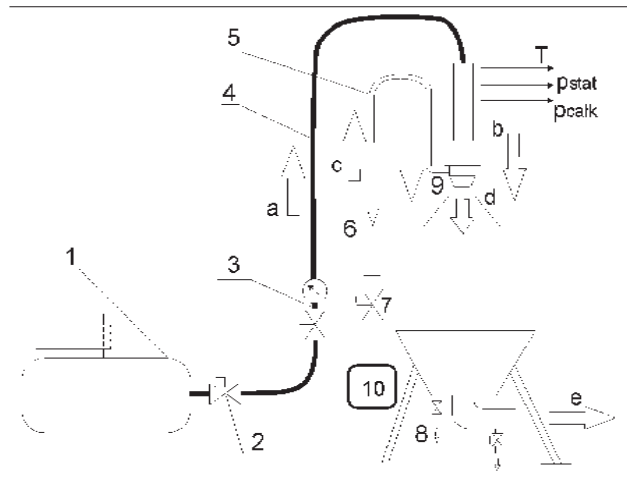
5. Badania kąta rozpylenia strugi

Badania kąta rozpylenia strugi przeprowadzono dla czterech konfiguracji wkładek zawirowujących wg danych zawartych w tabelicy 1.

Na rysunku 9 przedstawiono zależność kąta rozpylenia strugi cieczy od ciśnienia powietrza dostarczanego do wtryskiwacza przy maksymalnym wydatku rozpylanej cieczy. Uzyskane wyniki wskazują, że ze wzrostem względnego ciśnienia zasilania rozpylającego powietrza do wartości ok. 50% zmniejsza się kąt rozpylenia strugi. Następnie stabilizuje się na ustalonym prawie stałym poziomie.

Charakter uzyskanych wyników można wytłumaczyć analizując parametry przepływu przez wtryskiwacz. Stwierdzono, że przy ciśnieniu względnym ok. 50% występuje przepływ krytyczny i dalsze zwiększenie ciśnienia zasilania powyżej tej wartości nie powoduje zwiększenia ilości przepływającego powietrza. Natomiast poniżej tej wartości ciśnienia zwiększenie ciśnienia powietrza zasilającego wtryskiwacz powoduje wzrost wydatku przepływającego powietrza, które rozkłada się na kanały wtryskiwacza proporcjonalnie do ich pól powierzchni. Ponieważ stosunek pola powierzchni kanału zewnętrznego do wewnętrznego wynosi ok. 2,4, stąd ilość powietrza przepływającego w kanale zewnętrznym do ilości powietrza przepływającego w kanale wewnętrznym wtryskiwacza zwiększa się ze wzrostem ciśnienia zasilania. Konsekwencją tego jest „gaszenie” stożka i zmniejszanie się kąta rozpylenia strugi.

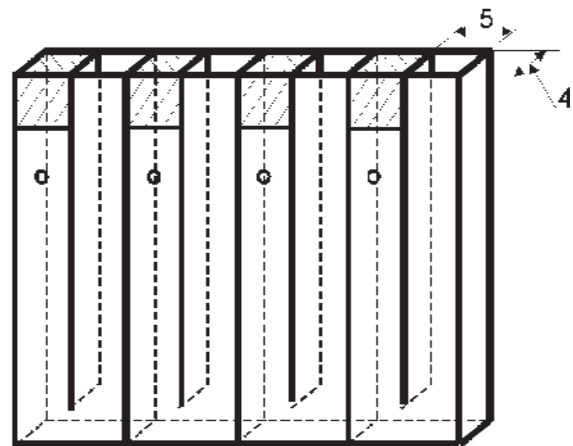
Przy tych samych parametrach zasilania wartość kąta rozpylenia strugi jest tym większa im większy jest kąt zawirowania wkładek wtryskiwacza. Lepiej jest to widoczne na rysunku 10, gdzie przedstawiono zależność kąta rozpylenia



Rys. 6. Schemat stanowiska do badań wtryskiwacza

Fig. 6. Diagram of facility to injector investigation

- 1) sprężarka/compressor, 2) zawór główny/valve, 3) zawór regulacyjny z filtrem i manometrem/control valve with manometr, 4) elastyczny przewód doprowadzający sprężone powietrze/flexible conductor, 5) przewód doprowadzający ciecz/conductor of water, 6) przepływomierz/flowmeter, 7) zawór sterujący przepływem cieczy/water flow control valve, 8) zawór odprowadzający skroploną ciecz/offtake of condensed water, 9) wtryskiwacz aeracyjny/aeral injector, 10) zbiornik wyrównawczy cieczy/equalizing tank, a) strumień sprężonego powietrza/flow of compressed air, b) strumień powietrza opływającego/round injector air flow, c) strumień cieczy/water flow, d) struga rozpylanej mieszanki cieczy i powietrza/spray, e) odprowadzenie powietrza z komory pomiarowej/air offtake



Rys. 8. Schemat pojedynczego grzebienia sondy

Fig. 8. Scheme of single comb of probe

5. Spray angel investigation

The investigation of spray angle was conducted for four configurations of swirl inserts in the injector (Table 1).

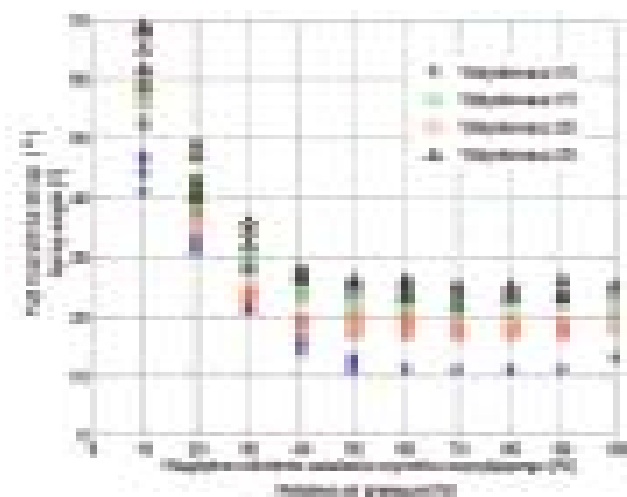
The relationship between the angle of spray and pressure of air supplied to the injector for maximal discharge of water is presented in Fig. 9. As it is seen air pressure increases to 50% and it causes the reduction of the spray angle. For greater pressure of air (> 50%) the spray angle stabilizes and pressure increase does not change it.

Tablica 1. Konfiguracja wtryskiwacza
 Table 1. Configurations of injector

Nazwa/Name	Kąt splywu łopatki wkładki wewnętrznej [°]/ Blade outlet angel of internal insert [°]	Kąt splywu łopatki wkładki zewnętrznej [°]/ Blade outlet angel of external insert [°]
Wtryskiwacz 10/ Injector 10	10	10
Wtryskiwacz 15/ Injector 15	15	15
Wtryskiwacz 20/ Injector 20	20	20
Wtryskiwacz 25/ Injector 25	25	25

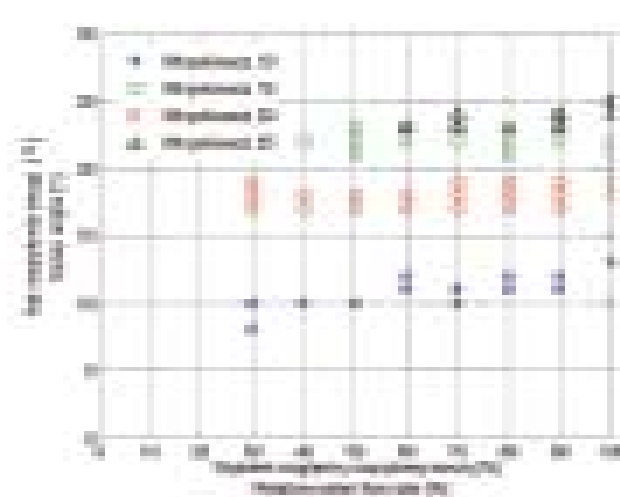
It could be explained by the analysis of flow through injector. It is shown that the flow of air achieves critical parameters about 50% of maximum pressure. For this reason the increasing of air pressure to above 50% does not change air flow. On the other hand when the air pressure is over 50%, the increasing of air pressure leads to the increasing of air flow, and it is proportional to the areas of injector channels. The ratio of external to internal area is 2.4, hence external to internal channel flow ratio increases with the increasing pressure. It causes the reduction of the spray angle.

During the analysis how the construction of the injector influences on the spray angle it was observed that when the feeding parameters are similar, then for greater swirl angles of the inserts, the increase of them causes the smaller



Rys. 9. Zależność kąta rozpylenia strugi dla maksymalnego wydatku rozpylanej cieczy oraz względnego ciśnienia zasilania czynnika rozpylającego

Fig. 9. The influence of air pressure on spray angle for maximum water flow rate



Rys. 10. Zależność kąta rozpylenia strugi dla maksymalnego ciśnienia zasilania czynnika rozpylającego od względnego wydatku rozpylanej cieczy

Fig. 10. The influence of water flow rate on spray angle for maximum pressure of air

strugi od zmiany wydatku rozpylanej cieczy przy maksymalnym ciśnieniu powietrza zasilającego. Dodatkowo można tutaj zauważyć, że w zakresie małych wartości kątów zawirowania wkładek, zwiększanie ich zawirowania powoduje większe przyrosty kąta rozpylenia, aniżeli dla większych wartości kątów zawirowania. Uzasadnienie tego można znaleźć w teorii przepływów przez palisady łopatkowe [3]. Wyniki badań prowadzonych w tym zakresie wskazują, że ze wzrostem kąta skrzywienia łopatek wzrasta kąt odchylenia strugi na krawędzi splywu, czyli nasila się efekt „niedokręcenia” strumienia. Stąd rzeczywisty kąt skrzywienia strugi przy większych kątach skrzywienia palisady przyrasta wolniej, a to powoduje mniejsze przyrosty kąta rozpylenia strugi.

Wyniki przedstawione na rysunku 10 wskazują także na to, że przy maksymalnym ciśnieniu rozpylającego powietrza zmiana wydatku rozpylanej cieczy nie powoduje znaczących zmian kąta rozpylenia dla jednej konfiguracji wkła-

de. It is seen in Fig. 10 very well, where the angle of spray versus water flow is presented for maximum pressure of air. It is seen in this figure that for small swirl angles of the inserts, the angle changes cause the greater spray angle changes than for great swirl angles of the inserts. It could be explained on the basis of the palisade theory [3]. According to this the increase of blades camber angle causes the increase of deviation angle. For this reason the flow outlet angle increases more slowly than the blade outlet angle for greater swirl angles of inserts.

The results, presented in Fig. 10 show that for maximum air pressure, water flow changes do not influence significantly on spray angle for one configuration of the injector inserts. The increase of water flow causes a very small increase of spray angle.

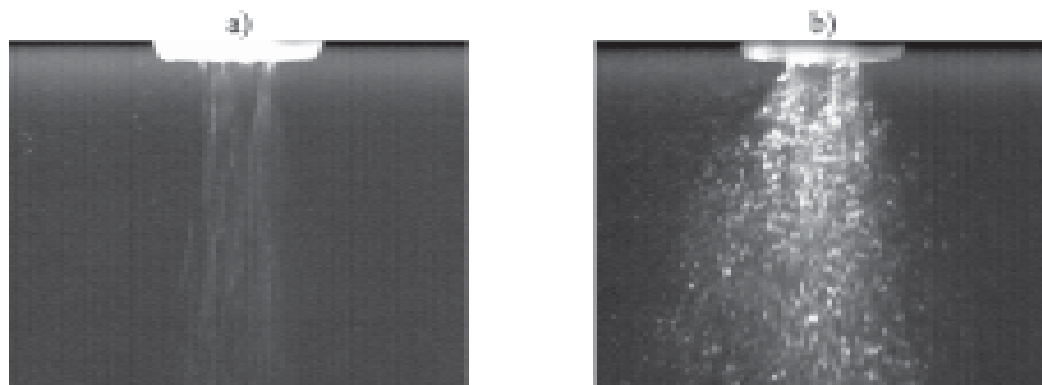
dek zawirowujących wtryskiwacza. Można stwierdzić, że zwiększanie wydatku cieczy rozpylanej we wtryskiwaczu przy stałych parametrach zasilania czynnikiem rozpylającym powoduje zwiększanie kąta rozpylenia strugi w bardzo nieznacznym zakresie (nieco większe przy małym kącie zawirowania wkładek).

6. Zakresy pracy wtryskiwacza

Analiza zdjęć rozpylanej strugi cieczy pozwoliła określić parametry zasilania dla których wtryskiwacz pracował stabilnie, a rozpylana struga cieczy cechowała się znaczącym rozdrobnieniem kropeł. Pozwoliło to wskazać dla badanych wtryskiwaczy zakresy parametrów zasilania, w których pracowały one poprawnie; m.in. dla maksymalnego ciśnienia powietrza zasilającego wtryskiwacz minimalne wartości wydatków rozpylanej cieczy, od których praca wtryskiwacza była stabilna przedstawiono w tablicy 2. Stwierdzono także, że ze wzrostem kąta zawirowania wkładek, dla maksymalnego przepływu powietrza przez wtryskiwacz, wzrastała wartość minimalnego wydatku przepływu rozpylanej cieczy, od której wtryskiwacz pracuje stabilnie.

Niestabilna praca wtryskiwacza wyrażała się tym, że rozpylana ciecz była nierównomiernie podawana przez wtryskiwacz (rys. 11a). Wtryskiwacz pracował pulsacyjnie podając zwiększoną, a następnie zmniejszoną dawkę cieczy. Wynikało to najprawdopodobniej stąd, że przepływające powietrze stanowiło znaczący opór dla podawanej dawki cieczy. Zwiększenie zawirowania wkładek dodatkowo wyhamowywało strumień powietrza w strefie podawania cieczy do wtryskiwacza. Dlatego przy większym zawirowaniu wkładek rozpylana ciecz musi być podawana pod większym ciśnieniem (większy wydatek). W zastosowaniu do silnika turbinowego ma to uzasadnienie, bowiem większemu wydatkowi powietrza przepływającego przez silnik towarzyszy większy wydatek paliwa dostarczanego do komory spalania.

Przy maksymalnym wydatku cieczy i niskim ciśnieniu zasilania powietrzem (mały przepływ powietrza) zaobserwowano natomiast słabe rozdrobnienie kropeł (rys. 11b). Występowało ono dla wszystkich konfiguracji wtryskiwacza podczas badań wykonanych dla parametrów zasilania wynoszących odpowiednio: maksymalny wydatek rozpylanej cieczy i 10% względnego ciśnienia przepływającego powietrza. Jest to spowodowane zbyt małym wydatkiem powietrza, przez co proces aeracji nie jest na tyle skuteczny, aby odpowiednio rozdrobnić rozpylaną strugę cieczy.



Rys. 11. Niepoprawna praca wtryskiwacza: a) niejednorodnie rozpylana struga cieczy, b) małe rozdrobnienie kropeł

Fig 11. Incorrect work of injector: a) non-homogenous spray, b) big drops in spray

6. Injector operating range

The photo analysis of spray gives a possibility to determine the injector operating range. In this area the injector worked in the stable way and the spray had a good refinement of drops. It allowed to show feeding parameters range when the injector worked correctly.

For maximum air pressure the minimal water flow when the injector work was stable is presented in Table 2. This gave a possibility to conclude that with the increase of the swirl angles of inserts for maximum air flow through the injector the minimum water flow increases for stable injector work.

Tablica 2. Minimalny wydatek rozpylanej cieczy, przy którym wtryskiwacz pracuje poprawnie dla maksymalnego ciśnienia zasilania powietrzem

Table 2. Minimal water flow rate from what injector works correctly, when air pressure is maximum

Wtryskiwacz/Injector	Minimalny wydatek rozpylane cieczy [%]/ Minimum water flow rate [%]
Wtryskiwacz 10	30
Wtryskiwacz 15	30
Wtryskiwacz 20	40
Wtryskiwacz 25	60

Unstable injector work can be observed as an irregular angle change of spray (Fig. 11a). The injector worked pulsatory. The various water charges were supplied to spray. It was a result of high air drag for water supplied to the injector channel, which was intensified by swirl angles increase. For this reason water was stopped in the inlet to injector channel, and when its pressure grew enough, it overcame air drag and inflow to the channel. This phenomenon was pulsatory. The increase of swirl angle of inserts caused the increase of water pressure (flow) in the inlet to the injector channel to overcome air flow drag. It is justified for turbo engine because the increase of air flow requires the increase of fuel amount supplied to the combustor.

7. Badanie rozkładu cieczy rozpylanej przez wtryskiwacz

Ze względu na ograniczenia eksploatacyjne wtryskiwacza jakie określono na podstawie badań kąta rozpylenia strugi oraz to, że najkorzystniejsze parametry ze względu na proces spalania wykazywał wtryskiwacz z wkładkami 25° badania rozkładu cieczy rozpylanej przez wtryskiwacz wykonano dla wtryskiwacza 25 z nastawami: względne ciśnienie powietrza zasilającego 10, 20 i 30% oraz względny wydatek wody od 60 do 100%.

Wyniki badań rozkładu gęstości strumienia cieczy rozpylanej przez wtryskiwacz wskazują, że maksymalny wydatek cieczy występuje w pobliżu osi wtryskiwacza i wraz z oddalaniem się od niej zmniejsza się. Dodatkowo, rozkład jest zbliżony do osiowoosymetrycznego. Przykładowe wyniki zamieszczono na rysunku 12, gdzie wartości wydatku przedstawiono w postaci względnej:

(5)

gdzie: \bar{q} – względna gęstość zraszania, q_v , q_{v_max} – objętościowy wydatek strumienia cieczy i maksymalny objętościowy wydatek strumienia cieczy dla pojedynczego badania.

Ze względu na zbliżony do osiowoosymetrycznego charakter otrzymanych rozkładów gęstości cieczy rozpylanej przez wtryskiwacz dokonano uśrednienia otrzymanych wyników po okręgach. W wyniku tego otrzymano zagadnienie dwuwymiarowe określające rozkład gęstości rozpylanej cieczy po promieniu od osi wtryskiwacza. Porównanie wyników pozwoliło zauważyć, że zmiany obszaru zraszania ze zwiększaniem wydatku rozpylanej cieczy zależą od ciśnienia powietrza zasilającego wtryskiwacz.

Dla względnego ciśnienia zasilania powietrzem 10% zwiększanie wydatku rozpylanej cieczy powoduje wysmuklenie uzyskanej charakterystyki, natomiast dla względnego ciśnienia powietrza 30% zwiększanie wydatku wody powoduje jej pogrubienie (por. rys. 13). Linia przerywana

For maximum water flow through the injector and small pressure of air flow the weak refinement of drops was observed (Fig. 11b). It was seen for all configurations of the injector during the investigation for maximum water flow and small air pressure (about 10%). It was caused by too little air flow, and this led to incorrect process of aeration.

7. Drops distribution investigation

The investigation of drops distribution for aeral injector was done for inserts with 25° of stagger angle. It was caused by the results of the earlier investigation whose analysis showed that this configuration of the injector is more suitable for fuel spraying. The investigations were led for air pressure of 10, 20 and 30% and water flow of 60-100%

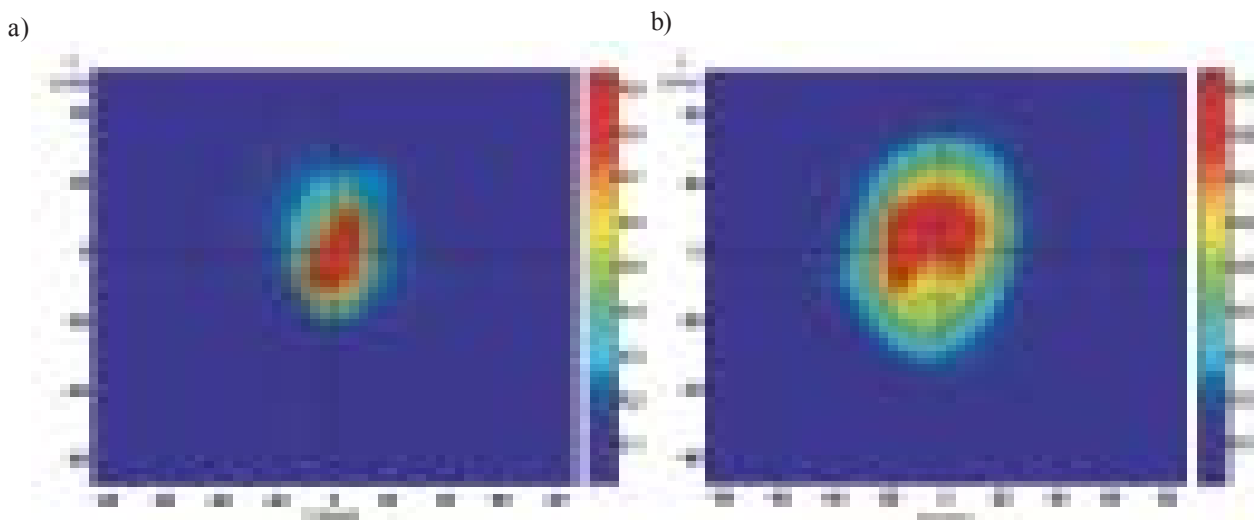
The results of drops distribution show that the maximum amount of water is nearly axis of injector, and it decreases with receding from axis. The drops distribution is approximately ax symmetrical. The examples of the results are presented in Fig. 12, where the relative volumetric capacity could be calculated from Eq. 5, where: – relative volumetric capacity of spraying; q_v , q_{v_max} – volumetric flow rate and maximum volumetric flow rate for single test.

The results were averaged by circular method. It was possible to do as the drops distribution was ax symmetric. Since then it was a two-dimensional problem, where the drops volume distribution vs. radius of sprinkle area were presented. The results of the comparison gave a possibility to observe that sprinkle area with the increase of water flow depends on pressure of air flow through the injector.

For relative air pressure 10% the increase of water flow causes that the characteristics stays more slender. On the other hand for relative air pressure 30% the increase of water flow causes that the characteristics stays more extensive (see Fig. 13). The lines of characteristics, which differ from that dependency are presented by dashed line.

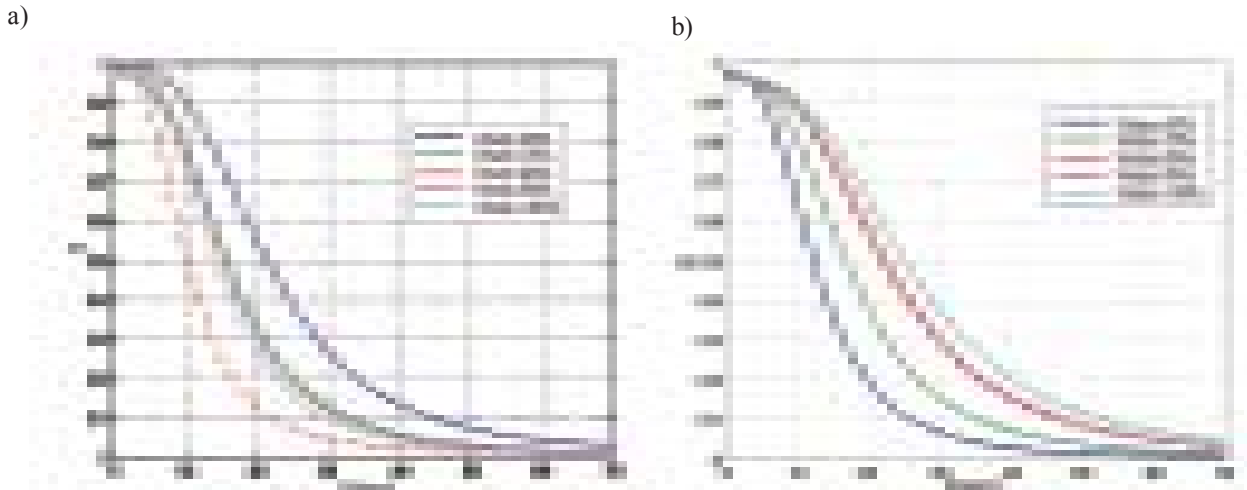
The results for relative air pressure 20% show that the analyzed relations reverse in this area. The lines of the characteristics for individual water flows are situated in a very

$$\frac{\bar{q}}{q} = \frac{q_v}{q_{v_max}}$$



Rys. 12. Względny rozkład gęstości zraszania dla względnego wydatku wody 70% i względnego ciśnienia powietrza: a) 10%, b) 30%

Fig. 12. Distribution of relative drops area for relative water flow rate 70% and relative air pressure: a) 10%, b) 30%



Rys. 13. Zależność uśrednionego rozkładu promieniowego względnej gęstości zraszania dla różnych względnych wydatków cieczy: a) dla względnego ciśnienia powietrza 10%; b) dla względnego ciśnienia zasilania powietrza 30%

Fig. 13. Circular averaging drops distribution for various relative water flow rate: a) for air pressure 10%; b) for air pressure 30%

na wykresach zaznaczono krzywe, które odbiegają od opisanych relacji.

Wyniki uzyskane dla względnego ciśnienia zasilania powietrza 20% wskazują, że w tym zakresie pracy wtryskiwacza następuje odwracanie badanych zależności. Ułożenie linii odpowiadających charakterystykom dla poszczególnych wydatków rozpylanej cieczy jest bardzo chaotyczne. Wyjaśnienie przyczyn tego zjawiska, jak również tego, czy dotyczy ono tylko tego konkretnego wtryskiwacza, czy całej rodziny wtryskiwaczy o podobnej budowie wymaga dalszych prac badawczych.

8. Podsumowanie

Wyniki prowadzonych badań wtryskiwacza stanowią pierwszy etap prac nad opracowaniem wtryskiwacza aeracyjnego do rozpylania paliwa w turbinowym silniku do napędu małego bezzałogowego aparatu latającego. Umożliwiły one lepsze poznanie tego typu konstrukcji pod względem jej właściwości przepływowych oraz makrostruktury rozpylanej cieczy. Pozwoliły także zwrócić uwagę na konieczność uwzględnienia innych aspektów w trakcie badań, jak na przykład stopnia podziału strumieni między kanały wtryskiwacza, czy sposobu wprowadzenia wtryskiwanej cieczy do wtryskiwacza itp. Wynikające stąd spostrzeżenia będą uwzględnione w kolejnych etapach prac badawczych, które obejmować będą także badania mikrostruktury cieczy. Umożliwi to pozyskanie możliwie najbardziej kompletnej informacji odnośnie zależności pomiędzy cechami konstrukcyjnymi wtryskiwacza oraz parametrami zasilania, a właściwościami rozpylanej strugi cieczy. Efektem tego będzie opracowanie konstrukcji wtryskiwacza, cechującej się wysoką efektywnością rozpylania ze względu na wymagania stawiane od strony procesu spalania oraz parametrów przepływu, jakie będą występować w małym turbinowym silniku lotniczym.

chaotic way in the graph. The explanation of that phenomenon requires future investigations.

8. Conclusions

The presented results of the aeral injector investigations are the first stage of its overall work. They gave a possibility to identify the flow through this type of injectors and to determine spray macrostructure. The conclusion of this stage of the investigation is that, there should be investigated other aspects of the injector features influencing on its characteristics. For example, the injector bypass ratio and methods of water supplying should be investigated. It will be examined in future steps of the injector investigations, where the microstructure will be determined too. Finally, the research should give complete information about the relationship between features of the injector construction, injector supplying parameters and spray characteristics. The project of more effective injector for the combustion process in small turbo engine will be the final effect of the research.

The results of the first step of the aeral injector analysis showed a few profitable features of it. It is possible to shape the spray angles and sprinkle aerie by blades geometry of swirl inserts. The additional information will give the investigation of the injector bypass influencing on spray characteristics. It is seen that this parameter should have the great influence on them.

For this reason the investigations of aeral injector should be continue. All notices from the first step of the investigation will be taken into consideration. It will give the increase of measurements accuracy and broaden them for analyzing parameters taking into account (for example spray microstructure). Simultaneously it will try to solve the problem with the use of CFD programs.

Wykonane badania pozwoliły wskazać na pewne korzystne cechy wtryskiwacza aeracyjnego ze względu na jego przewidywane zastosowanie. Między innymi wskazuje na to możliwość kształtowania kątów rozpylenia oraz gęstość obszaru zraszania przez geometrię wkładek zawirowujących. Dodatkowe informacje w tym zakresie pozwoli uzyskać badanie wpływu stopnia podziału strumieni we wtryskiwaczu na parametry rozpylanej strugi cieczy. Mimo to na podstawie przeprowadzonych badań należy spodziewać się, że zmiana tego parametru będzie istotnie wpływać na pracę wtryskiwacza.

Dalsze prace będą prowadzone w takim kierunku, aby wyeliminować niedociągnięcia, które zauważono podczas pierwszego etapu badań, tak aby zwiększyć precyzję pomiarów oraz rozszerzyć je na analizę innych parametrów, głównie mikrostrukturę rozpylanej cieczy. Równocześnie zostaną podjęte próby, aby w badania stanowiskowe włączyć badania modelowe wtryskiwacza z wykorzystaniem oprogramowania CFD.

Artykuł recenzowany

Dr inż. Robert Jakubowski, adiunkt na Wydziale Budowy Maszyn i Lotnictwa Politechniki Rzeszowskiej.
Mr. Robert Jakubowski, PhD. MEng. Doctor in the Faculty of Mechanical Engineering and Aeronautics at Rzeszów University of Technology.



Mgr inż. Adam Konieczny, doktorant na Wydziale Budowy Maszyn i Lotnictwa Politechniki Rzeszowskiej.
Mr. Adam Konieczny, MEng. Postgraduate in the Faculty of Mechanical Engineering and Aeronautics at Rzeszów University of Technology.



Prof. dr hab. inż. Marek Orkisz, profesor na Wydziale Budowy Maszyn i Lotnictwa Politechniki Rzeszowskiej.
Professor Marek Orkisz, DSc. PhD. MEng. Professor in the Faculty of Mechanical Engineering and Aeronautics at Rzeszów University of Technology.



Mgr inż. Zdzisław Siekierda, pracownik inżyniersko-techniczny na Wydziale Budowy Maszyn i Lotnictwa Politechniki Rzeszowskiej.
Mr. Zdzisław Siekierda, MEng. Assistant in the Faculty of Mechanical Engineering and Aeronautics at Rzeszów University of Technology.



Dr inż. Piotr Wygonik, adiunkt na Wydziale Budowy Maszyn i Lotnictwa Politechniki Rzeszowskiej.
Mr. Piotr Wygonik, PhD. MEng. Doctor in the Faculty of Mechanical Engineering and Aeronautics at Rzeszów University of Technology.



Literatura/Bibliography

- [1] Cheng R.K., Fable S.A., Schmidt D., Arellano L., Smith K.O.: Development of a Low Swirl Injector concepts for Gas Turbines. Proceedings of International Joint Power Conference, New Orleans, USA, June 4–7, 2001.
- [2] Chuech S. G-K., Przekwas A. J., Wang C-Y.: Numerical modeling of atomization coaxial liquid/gas jets. Journal of Marine Science and Technology, Vol. 12, No. 4, p. 290–299, 2004.
- [3] Dixon S. L.: Fluid mechanics and thermodynamics of turbomachinery.
- [4] Hansen K.G., Madsen J., Trinh C.M., Ibsen C.H., Solberg T., Hjertager B.H.: A computational and experimental study of the internal flow in a scaled pressure-swirl atomizer. ILASS-Europe 2002, Zaragoza, 9–11 September 2002.
- [5] Józwick K., Prywer J.: Wpływ parametrów geometrycznych rozpylacza strumieniowo-wirowego na mikrostrukturę rozpylanej strugi – wzorcowanie aparatury i badania wstępne. Arch. Prac IMP PŁ, nr IMP-1186, Łódź 1990.
- [6] Konieczny A., Orkisz M.: Model matematyczny przepływu powietrza wewnątrz wtryskiwacza aeracyjnego. Journal of KONES, Vol. 10, No 1–2, Warszawa 2003.
- [7] Konieczny A., Orkisz M.: Teoretyczna ocena wpływu wybranych cech geometrycznych i parametrów zasilania na prędkości przepływu przez wtryskiwacz aeracyjny oraz sposób tworzenia mieszanki paliwowo-powietrznej. Journal of KONES, Vol. 10, No. 3–4, Warszawa 2003.
- [8] Kubo M., Sakakida A., Liyama A.: Techniques for analyzing swirl injectors of direct-injection gasoline engines and its application. The Fifth International Symposium on Diagnostics and Modeling of Combustion in Internal Combustion Engines (COMODIA 2001), July 14, 2001, Nagoya.
- [9] Lin C. A.: Modeling a confined swirling coaxial jet. Center for Turbulence Research, Annular Research Briefs, 1998.
- [10] Mao C. P., Wang G., Chigiar N.: The structure and characterization of air assisted swirl atomized sprays. Atomization and Spray Technology, 1986, vol. 2.
- [11] Moriyoshi Y., Hu X., Takagi M.: Eksperymentalnie oceniony model rozpylenia dla wrotki-wirnikowej wtryskiwaczki. SAE Papers, ISBN: 0-7680-1089-6
- [12] Orkisz M.: Turbinowe silniki lotnicze i turbiny gazowe. W: Problemy spalania w silnikach spalinowych – Ekspertyza. PAN, Warszawa 2000.
- [13] Orzechowski Z., Prywer J.: Rozpylenie cieczy w urządzeniach energetycznych. WNT, Warszawa 1994.
- [14] Orzechowski Z., Prywer J.: Rozpylenie cieczy. WNT, Warszawa 1991.
- [15] Prywer J.: Wpływ parametrów konstrukcyjnych rozpylaczy strumieniowo-wirowych na ich właściwości. Politechnika Łódzka, Zeszyty Naukowe nr 916, Łódź 2003.
- [16] Valentino G., Auremma M., Caputo G., Corcione F.E.: Near Nozzle PIV Measurements and Droplets Size Pattern of a GDI Swirled Spray. Proceedings Sixth International Symposium on Diagnostics and Modeling of Combustion in Internal Combustion Engines COMODIA 2004, Yokohama, 2004, p. 287–294.

Mgr Maria Zarszyńska, pracownik inżyniersko-techniczny, matematyk na Wydziale Budowy Maszyn i Lotnictwa Politechniki Rzeszowskiej.

Ms. Maria Zarszyńska, MSc. Assistant in the Faculty of Mechanical Engineering and Aeronautics at Rzeszów University of Technology.



Lucjan WITEK*

Numeryczna analiza niskocyklowej trwałości zmęczeniowej turbiny silnika lotniczego

Praca przedstawia wyniki numerycznej analizy trwałości zmęczeniowej turbiny silnika lotniczego pracującego w warunkach zmęczenia niskocyklowego. W pierwszej części pracy wykorzystując metodę elementów skończonych wyznaczono rozkład naprężeń w newralgicznych elementach turbiny: tarczy (dysku) i łopacie. W obliczeniach zdefiniowano warunki brzegowe i obciążenia panujące w silniku turbinowym pracującym z maksymalną startową prędkością obrotową. Rezultaty uzyskane z nieliniowej analizy naprężeń posłużyły następnie jako dane wejściowe w numerycznej analizie trwałości zmęczeniowej. Dla zdefiniowanej historii obciążenia zmiennego w czasie, odpowiadającej 1 godzinnej pracy silnika, wyznaczono liczbę godzin, przy której może wystąpić uszkodzenie zmęczeniowe elementów turbiny. Analizując wyniki obliczeń zmęczeniowych możliwe było także wskazanie lokalizacji stref modelu gdzie mogą pojawić się pierwsze szczeliny zmęczeniowe.

Słowa kluczowe: trwałość zmęczeniowa, żywotność, analiza naprężeń, turbina, MES

Numerical fatigue analysis of the turbine components under low cycle fatigue (LCF) conditions

The This paper presents results of the stress and fatigue analysis of the turbine disc and blade. A non-linear finite element method was utilized to determine the stress state of the turbine components under operational condition. A critical, high stress zones were found at the several region of turbine. Results obtained from the preliminary static calculation were next used into total fatigue life (S-N) analysis performed for the load time history equivalents to 1-hours work of engine under operating flight. In this analysis, the number of hours to the total damage of the critical components of turbine subjected to low cycle fatigue was estimated.

Key words: fatigue life, stress analysis, turbine, aircraft engine, FEM

1. Wstęp

Łopaska oraz tarcza turbiny należą do grupy newralgicznych elementów silnika przepływowego, które często decydują o jego żywotności. Jednym z głównych problemów, które występują powszechnie w tego typu konstrukcjach jest zjawisko tzw. zmęczenia niskocyklowego powstającego przy zmiennych obciążeniach wynikających z różnych zakresów pracy silnika w poszczególnych fazach lotu. Tuż po uruchomieniu silnika w turbinie powstają początkowe naprężenia wynikające z działania sił bezwładności od wirowania. Dodatkowe znaczne naprężenia, które występują tuż po rozruchu związane są z nierównomiernym nagrzewaniem części silnika (głównie rury żarowej oraz tarczy turbiny i łopatek). Kolejnym obciążeniem, często najgroźniejszym dla silnika jest osiągnięcie maksymalnej prędkości obrotowej wirnika w fazie startu samolotu. W tarczy turbiny i łopacie mogą wówczas pojawić się naprężenia zbliżone do granicy plastyczności materiału. W fazie ustalonego lotu mogą wystąpić niewielkie zmiany prędkości obrotowej wirnika, zaś w fazie lądowania prędkość obrotową znacznie spada. Czasami zdarza się, że w ostatniej fazie dobiegu prędkość obrotową turbiny chwilowo zwiększa się w celu uzyskania tzw. rewersu ciągu, który pozwala na skrócenie drogi dobiegu samolotu. Sekwencyjna zmiana obrotów silnika w czasie lotu powoduje pulsację naprężeń w jego elementach i powstają wówczas warunki sprzyjające powstawaniu pęknięć zmę-

1. Introduction

High-speed rotating turbine is susceptible to many kinds of problems. One of the problems that has plagued the jet engine manufactures for decades is failure due to Low Cycle Fatigue. Low cycle fatigue, commonly referred to as LCF, is the fatigue of rotating components brought on by the continuous imposing and relaxing of centrifugal force caused by fluctuation in speed. Typically, rotating components, like aero engines, have an idle or low speed and an operational or high speed. Cycling from the low speed (low centrifugal stress) to the operational speed (high centrifugal stress), continuously stresses the rotor material.

Low Cycle Fatigue failures typically have a root cause which stems from flaws in the material (impurities or voids), abusive machining which creates high stress concentrations, or wear between components. However, even "perfect" components have a finite life, and will fail after a certain number of cycles. A cycle is the completion of one repetition from low to high speed, and back to low speed. If a problem arises in the turbine section it will significantly affect the whole engine function and, of course, safety of the aircraft. The blade loss can be contained within the engine casing, while the catastrophic failure of turbine wheel, could cause to puncture of the engine casing by the larger fragments of the disc. Failures of any high speed rotating components (jet engine rotors, centrifuges, high speed fans, etc.) can be very dan-

zeniowych. W przypadku małej ilości cykli i dużej amplitudzie zmian naprężenia (co ma miejsce podczas zmiany prędkości obrotowej turbiny) następuje zmęczenie niskocyklowe elementów wirujących silnika.

Powstawanie uszkodzeń związanych ze zmęczeniem niskocyklowym ma zwykle podobny przebieg. Po pewnym czasie pracy w najsłabszych strefach konstrukcji, np. wadach materiałowych lub technologicznych karbach, pojawiają się początkowe szczeliny zmęczeniowe (tzw. inicjacja szczeliny). Następnie w czasie dalszej pracy konstrukcji szczeliny propagują w głąb materiału, co w konsekwencji prowadzi do stopniowego osłabienia przekroju i ostatecznie do destrukcji elementu. Jeśli problem taki pojawi się w tarczy turbiny lub sprężarki skutki mogą być poważne, szczególnie dla pasażerów, personelu lub załogi samolotu ze względu na ogromną energię rozpadających się części (rys. 1). Producenci silników ciągle pracują nad doskonaleniem tych niewrażliwych elementów silnika (turbina, sprężarka) aby podobne wypadki zdarzały się jak najrzadziej.

Rezultaty analiz statycznych, zmęczeniowych oraz uszkodzeń komponentów turbiny silnika lotniczego były szeroko opisywane w literaturze. Zhuang w pracy [16] opisuje badania poświęcone analizie prędkości propagacji szczeliny w dysku turbiny w warunkach testu wirowania (tzw. *spin rig test*). Problem numerycznej analizy naprężeń turbin silników lotniczych jest także opisywany w pracach autorstwa: Bhaumika [3], Chana [4], Masataki [7], Meguida [8], Papanikosa i in. [12] oraz Zboinskiego [15]. Jedną z interesujących prac dotyczących analizy uszkodzeń silników napędzających samoloty MD-88, DC-10 i B-737 jest artykuł autorstwa McEvily'ego [6]. Rezultaty analizy naprężeń i odkształceń powstających w tarczy turbiny i łopatkę poddanej działaniu zwiększonej prędkości obrotowej wirnika znaleźć można także w pracach [13, 14].

W tej pracy uwaga poświęcona jest numerycznej analizie zjawisk zmęczeniowych występujących w turbinie silnika lotniczego poddanej działaniu obciążeń zmiennych w czasie.

2. Model numeryczny turbiny

Parametryczny model geometryczny segmentu turbiny składający się z dysku i łopatki wykonano w programie MSC-Patran 2004 [9]. Ze względu na obecność tzw. cyklicznej symetrii w pracy analizowano jedynie wycinek tarczy z jedną łopatką stanowiący 1/78 część całej turbiny.

Model dyskretny tarczy przedstawiony na rysunku 2 składa się z 11326 węzłów oraz 10348 elementów. Model łopatki złożony jest z 10468 węzłów oraz 8876 elementów skoń-

gerous to passengers, personnel and surrounding equipment (Fig. 1) and must always be avoided.

The results of stress, fatigue and failure analysis of turbine components were widely described in literature. Of interest to study is work of Zhuang [16], in which the author described the investigation concerned with the crack growth analysis of turbine disc under spin rig condition. The problem of numerical evaluation of stress state of disc and blade subjected to the engine thermomechanical conditions is described by Chan at al. [4], Masataka [7], Meguid at al. [8], Papanikos at al. [12] and Zboinski [15]. Of interest to study is also work written by McEvily [6], in which the author



Rys. 1. Obudowa silnika i kadłub samolotu uszkodzone podczas awarii silnika (a); widok uszkodzonej tarczy turbiny po rozerwaniu (b) [17]

Fig. 1. The engine casing and the fuselage of the aircraft damaged by disc fragments after the catastrophic failure (a) and the view of the turbine disc after burst (b) [17]

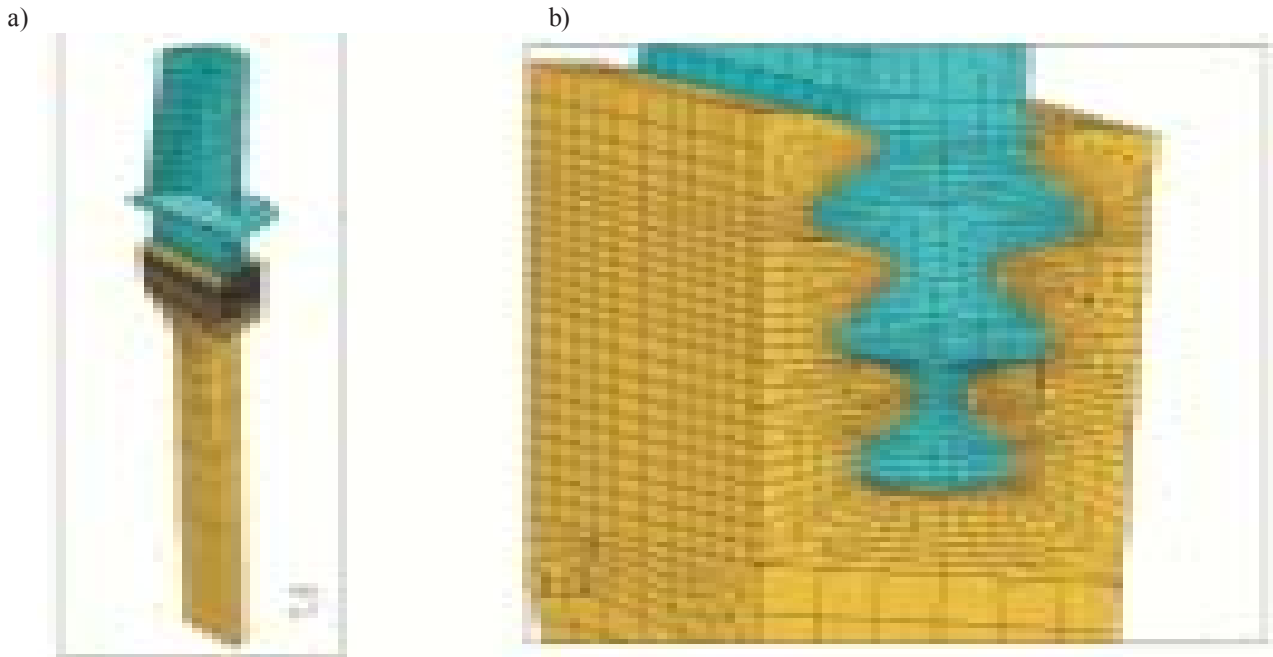
analyzed the failures of engines, used to power the MD-88, DC-10 and B-737 planes. Hou [5] described the experimental and numerical investigation of phenomenon occurring in the fatigue fracture of turbine blades. The problem of fatigue fracture of the turbine components was also described by Bhaumik [3] and Park at al. [11]. Results of the finite element (FE) stress analysis of the turbine subjected to the spin rig test condition was described by Witek [13]. In this work the stress distribution for turbine working with excessive rotational speed was investigated. The failure analysis of the turbine disc was also analyzed in paper [14].

In this study, the attention is mainly devoted to the numerical fatigue life (S-N) analysis of the turbine components, subjected to the operational LCF conditions.

2. Finite element model of the turbine segment

The parametric geometry model of 1/78 turbine segment (consisted of the disc and the blade) was made, using the MSC-Patran 2004 program [9]. The cyclic symmetry option with automatically defined appropriate boundary conditions, enabled to model only small part of disc with one blade.

The FE model of disc presented in Fig. 2 consists of 11326 nodes and 10348 first-order, HEX-8 elements. The model of



Rys. 2. Model dyskretny fragmentu tarczy oraz łopatki (a); kształt siatki elementów skończonych w strefie kontaktu tarczy i łopatki (tzw. połączenie jodełkowe) (b)

Fig. 2. Finite element model of the disc segment and the blade (a); the mesh seed in the vicinity of the fir-tree slots of turbine (connection between disc and blade) (b)

czonych. W budowie modelu wykorzystano elementy skończone heksagonalne typu HEX-8 z liniowymi funkcjami kształtu [9]. Do zamodelowania mechanicznego oddziaływania sąsiadujących powierzchni pomiędzy tarczą a łopatką wykorzystano kontakt typu *master slave* [1]. Współczynnik tarcia suchego przyjęto równy 0,1.

3. Obciążenia, warunki brzegowe oraz własności materiałowe zdefiniowane dla modelu dyskretnego turbiny

Wirujące elementy silnika turbinowego poddane są równoczesnym działaniu wielu obciążeń, spośród których wyróżnić można: siły bezwładności (min. odśrodkowe), siły aerodynamiczne oraz obciążenia termiczne wynikające z nierównomiernego rozkładu temperatur. Siły aerodynamiczne powstają w wyniku oddziaływania gorących gazów na powierzchnię łopatek i tarczy. Siła odśrodkowa, która w maszynach wirnikowych jest dominującym obciążeniem powstaje w wyniku wirowania tarczy i łopatki z dużą prędkością obrotową.

Siła odśrodkowa została zdefiniowana poprzez zadanie właściwej prędkości obrotowej turbiny oraz wskazanie osi obrotu. Program ABAQUS [1] wylicza w trakcie analizy siły bezwładności poszczególnych elementów skończonych modelu. W prezentowanej pracy zadano prędkość obrotową turbiny równą 14 000 obr/min, co odpowiada maksymalnej prędkości obrotowej silnika w warunkach startowych. Siły aerodynamiczne nie stanowią znaczących obciążeń (w porównaniu do sił bezwładności). Siły te zdefiniowano w sposób uproszczony definiując dwa wektory siły skupionej o wartości 100 N przyłożone w środkowej części łopatki.

the blade consists of 10468 nodes and 8876 first-order HEX-8 elements.

To modeling the mechanical interface of adjacent surfaces of the disc and blade, the “master-slave” type of contact [1] with friction coefficient of 0.1 was defined.

3. Loads, boundary conditions and material properties for FE model of turbine

A rotating hot section component in a turbine engine is in general subjected to a combination of surface (aerodynamic) loads, centrifugal loads and the thermal loads. The surface loads are associated with aerodynamic forces, resulting mainly from impingement of hot gases on the surfaces of blades. The centrifugal loads arising from the mass of the rotated disc and blades are usually the most critical loads acting on a turbine disc. This load was determined through finite element calculation after defining the axis of symmetry, the rotational speed and the disc and blade material density. In presented here analysis, the operational turbine speed of 14,000 rpm (rotation per minute) was applied.

The aerodynamic forces were modeled in the simplified procedure as two vectors of 100 N, imposed to the concave surface of blade.

The turbine disc investigated here is manufactured out of Waspalloy material. This alloy is a precipitation-hardened nickel-base Superalloy with good strength, ductility, and fracture toughness over a temperature range of -150 to 650°C . These properties along with good weldability and formability account for its wide use in aerospace applications. The yield point of Waspalloy is 1250 MPa, while the UTS (ultimate tensile strength) – 1400 MPa.

Obciążenie termiczne turbiny stanowiło niejednorodne pole temperatury. Maksymalna wartość temperatury (ok. 800°C) zdefiniowana była w wierzchołkowej i środkowej części łopatki. W 1/3 długości łopatki licząc od podstawy temperatura zmieniała się liniowo od wartości 800°C do 550°C. W tarczy temperatura zmieniała się liniowo od 500°C na brzegu do 150°C w osi obrotu.

Dysk turbiny wykonany jest ze stopu Waspalloy. Stop ten jest utwardzonym wydzieleniowo stopem niklu typu Superalloy. Posiada on dużą wytrzymałość oraz odporność na pękanie i zmęczenie w zakresie temperatur od -150 do 650°C [2]. Własności te łącznie z dobrą spawalnością powodują, że stop ten jest szeroko stosowany w przemyśle lotniczym na wysoko obciążone elementy pracujące w wysokich temperaturach. Granica plastyczności stopu Waspalloy wynosi 1250 MPa, a granica wytrzymałości 1400 MPa.

Łopatki wykonane są ze stopu Inconel-718 (Inc-718). Stop ten jest także utwardzonym wydzieleniowo stopem niklu typu Superalloy z nieco wyższą niż Waspalloy odpornością na działanie wysokich temperatur.

W prezentowanej pracy wykorzystano model materiału liniowo-sprężysty ze względu na brak obecności w łopacie i dysku naprężeń przekraczających granicę plastyczności.

4. Wyniki wstępnej analizy naprężeń

W analizie naprężeń turbiny wykorzystano program ABAQUS v. 6.4. W obliczeniach stosowano nieliniową procedurę Newtona-Raphsona. Do opisu pól naprężeń zastosowano jednostkę Megapascal (MPa).

Na rysunku 3 przedstawiono rozkład naprężeń zredukowanych i maksymalnych głównych (s_1) dla segmentu turbiny obracającej się z prędkością 14 000 obr/min. Strefa maksymalnych naprężeń zredukowanych (1150 MPa) oraz głównych (1212 MPa) dla startowych warunków pracy silnika położona jest wokół trzeciego dolnego rowka połączenia jodełkowego. Wynik pokazany na rysunku 3b jest szcze-

The blades for the second stage turbine are manufactured out of Inconel 718 material. This alloy is the precipitation-hardened nickel base Superalloy, with higher than Waspalloy, ultimate tensile strength and yield stress in high temperature. The analysis, presented in this paper was performed for elastic disc and blade materials.

4. Results of a preliminary finite element stress analysis

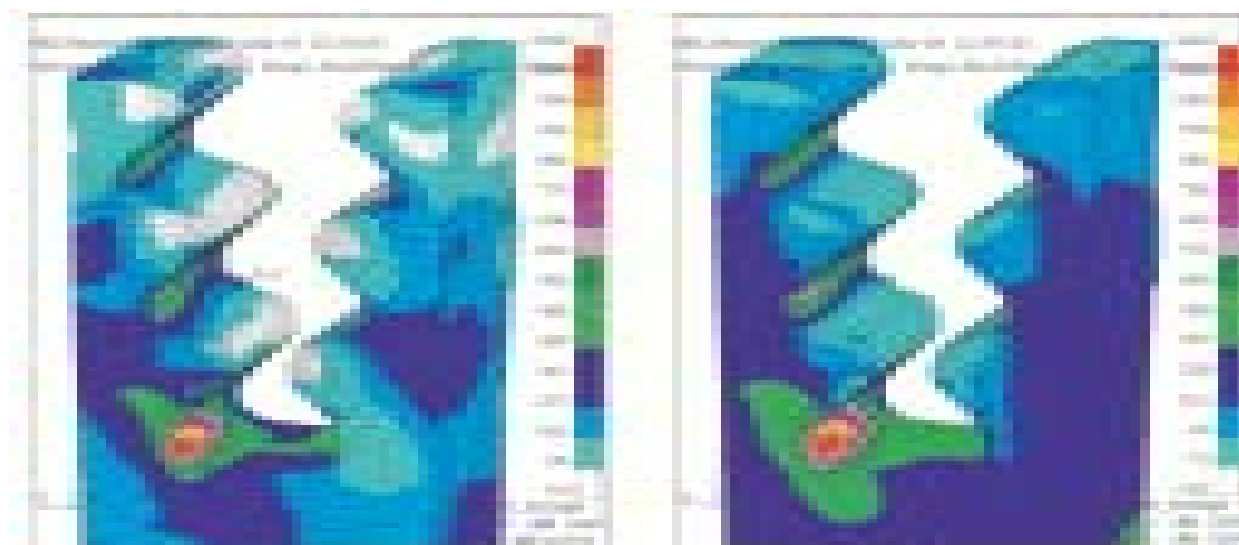
The ABAQUS v. 6.4 solver was used for stress analysis of the turbine segment. In calculation, reported here, the nonlinear Newton-Raphson method was applied [1]. For all results the Megapascal units (MPa) was used to describe the fields of stresses.

Figure 3 presents both the von Mises and the maximum principal stress distribution of turbine segment for operational conditions. As seen from this figures, the area of the maximum Von Mises stress (1150 MPa) and maximum principal stress (1212 MPa) for the speed of 14,000 rpm is located on the corner of 3-rd lower fir-tree slot of disc. The second result (Fig. 3b) is particularly interesting from the point of view of the fatigue strength because just the tensile circumferential stresses contribute the most to the appearing of fatigue cracks and next to damaging of the element.

A considerably lower value of stress (1017-1045 MPa) in the region of fir-tree slots of blade can be observed in Fig. 4. The remain zones of blade are not as high loaded as the serration region. The stresses on the top part of blade surfaces (Fig. 4b) are much lower (139-219 MPa).

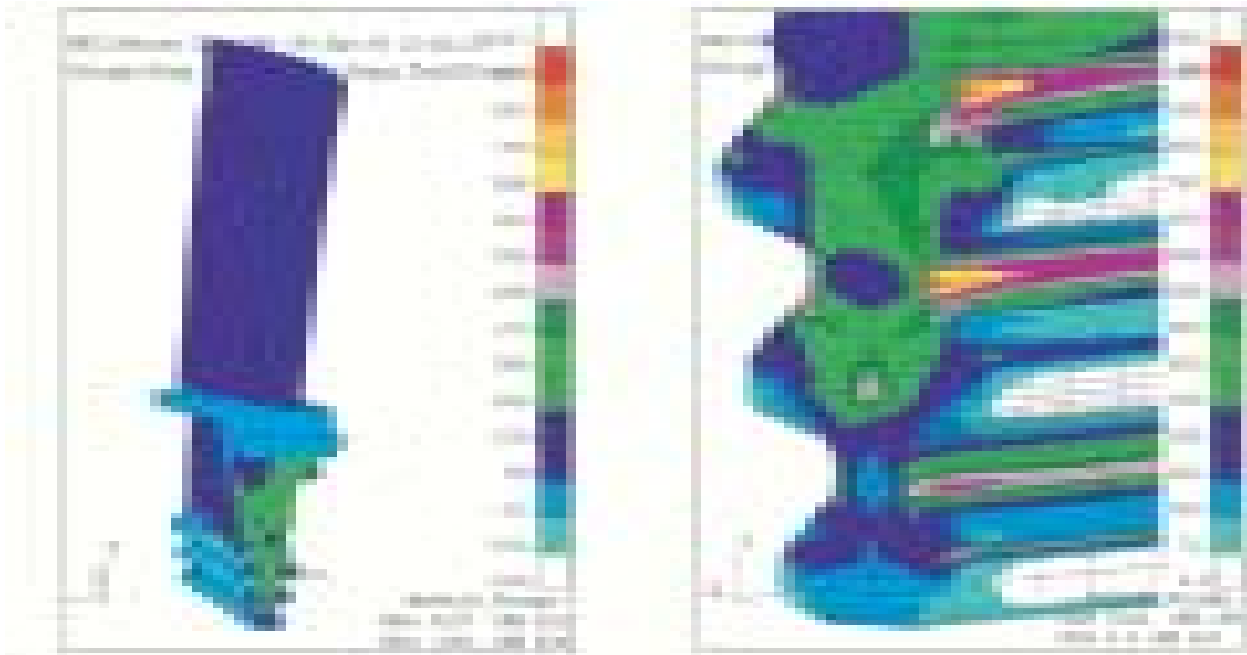
5. Numerical fatigue life analysis

To estimate the fatigue durability of the turbine, the program MSC Fatigue ver. 2004 was used. This program enables to perform two main kinds of analyses: the total fatigue life (S-N) and the crack initiation (ϵ -N), for non-limited geometry defined by user [10]. Program Fatigue needs as an



Rys. 3. Rozkład naprężeń zredukowanych według hipotezy Hubera-Misesa-Hencky'ego (a) oraz rozkład naprężeń maksymalnych głównych (s_1) (b) dla strefy połączenia jodełkowego tarczy turbiny obracającej się z prędkością obrotową 14 000 obr/min

Fig. 3. Von Mises (a) and maximum principal (b) stress distribution in the vicinity of the serration area of disc for speed of 14,000 rpm



Rys. 4. Rozkład naprężeń maksymalnych głównych (s_1) (a) oraz zredukowanych według hipotezy Hubera-Misesa-Hencky'ego (b) dla łopatki obracającej się z prędkością obrotową 14000 obr/min

Fig. 4. Maximum principal (a) and von Mises (b) stress distribution of the blade for speed of 14,000 rpm

gólnie interesujący z punktu widzenia wytrzymałości zmęczeniowej ze względu na to, że możemy tu zidentyfikować naprężenia rozciągające, które są główną przyczyną powstawania szczelin zmęczeniowych oraz uszkodzeń elementów maszyn.

Nieco niższe maksymalne wartości naprężeń (w porównaniu do tarczy) występują w strefie połączenia jodełkowego łopatki i wynoszą około 1017-1045 MPa (rys. 4). Pozostałe części łopatki są o wiele mniej wyęczone. W górnej strefie (profilowej) naprężenia osiągają wartości 139-219 MPa.

5. Numeryczna analiza trwałości zmęczeniowej

W celu oszacowania trwałości zmęczeniowej turbiny wykorzystano program MSC-Fatigue 2004. Program ten umożliwia prowadzenie dwóch podstawowych typów analiz zmęczeniowych dla dowolnej geometrii elementu zdefiniowanej przez użytkownika: tzw. analizy S-N określającej liczbę cykli zmian obciążenia potrzebną do zniszczenia konstrukcji oraz analizę ϵ -N (liczba cykli potrzebna do zainicjowania szczeliny) [10]. Program Fatigue wykorzystuje w obliczeniach wartości naprężeń maksymalnych głównych (s_1) wyznaczone wcześniej w analizie statycznej. Dodatkowo muszą zostać zdefiniowane zmęczeniowe własności materiałowe oraz historia obciążenia zmiennego w czasie. Jako wynik analizy S-N uzyskuje się liczbę cykli (lub po odpowiednim przeskalowaniu liczbę godzin pracy silnika) odpowiadającą całkowitemu zniszczeniu konstrukcji.

Historia obciążenia zmiennego przedstawiona na rysunku 5 została zdefiniowana na bazie uproszczonego spektrum obciążenia odpowiadającego 1 godzinnej pracy silnika. Wartość 100% określona na osi pionowej odpowiada maksymalnej prędkości obrotowej silnika w czasie startu równej

based data the results obtained from the static (linear or non-linear) analysis. Mostly it is file, which contains a maximum principal stress values for all nodes of the numerical model. Moreover it must be defined a load time history and also the fatigue properties of material, based on the results of experimental standard S-N or ϵ -N fatigue tests. As a result of the S-N analysis, the number of cycles or after scaling – the number of engine hours operation to the damage of structure can be obtained.

The load time history for the turbine engine, presented in Fig. 5 was defined on the base of the simplified spectrum, which is equivalent to the work of engine for 1-hours operating flight. The value of 100% on the vertical axis is equivalent to the maximum turbine speed of rotation (14,000 rpm). During the analysis program Fatigue uses the procedures of "rain flow counting" and "linear damage summation" [10] to transpose of the non-symmetric time history with different levels of loads on the results of experimental standard tests performed for constant amplitude of load. In the S-N analysis presented here, the correction of mean stress according to Goodman theory additionally was applied.

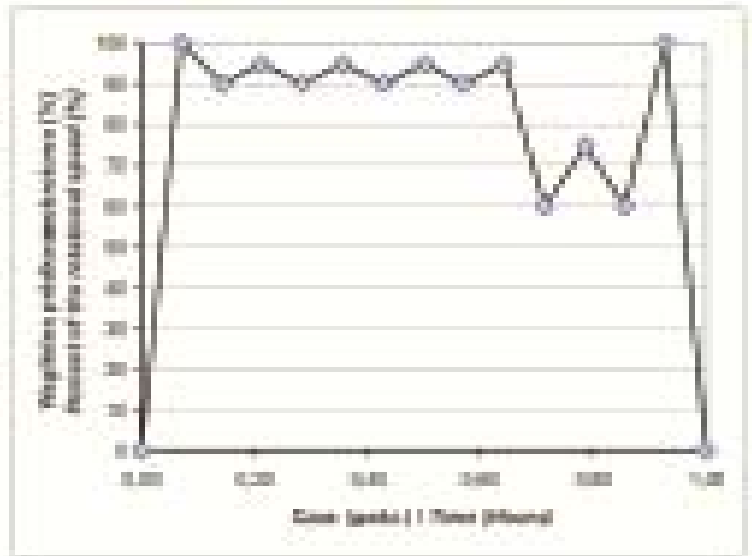
Results of the S-N analysis (zones of the FE model with determination of total fatigue life) are presented in Fig. 6. The minimum fatigue life of $10^{4.20} = 15,848$ hours of engine operation was estimated for the disc (Fig. 6a) and $10^{5.44} = 27,542$ hours for the fir-tree region of blade (Fig. 6b). Location of the most fatigue-critical zone overlaps to the area, where the maximum value of maximum principal and von Mises stress were occurred (Fig. 3 and 4).

Conclusions

This paper presents results of the numerical fatigue calculation of turbine segment subjected to the low cycle fa-

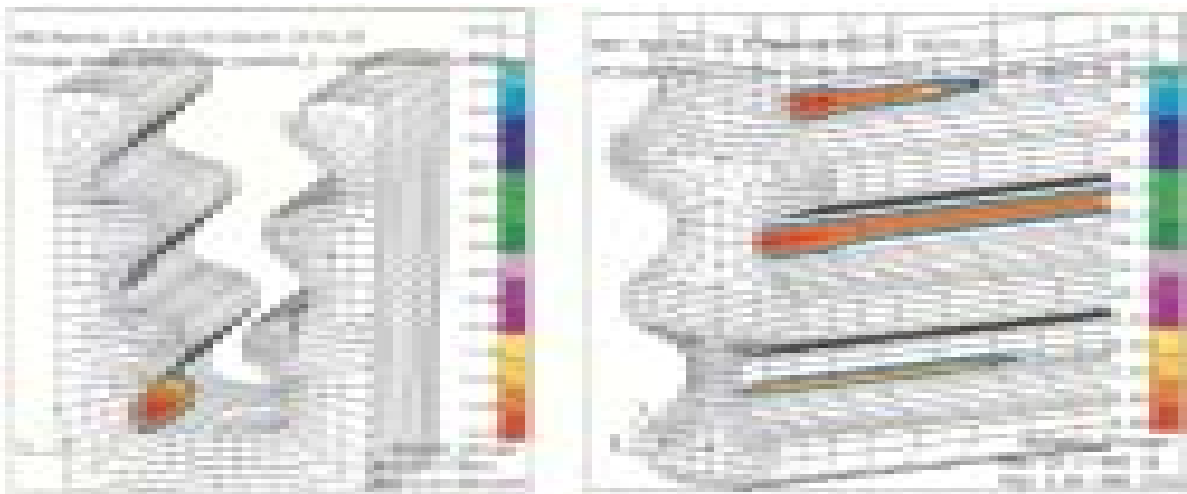
14000 obr/min. W trakcie analizy program wykorzystuje procedury zliczania cykli obciążenia oraz liniowej kumulacji uszkodzeń [10]. Operacje te wykonywane są po to, aby z niesymetrycznej historii obciążenia (rys. 5) wyodrębnić pojedyncze cykle o stałej amplitudzie. Należy zwrócić uwagę na fakt, że stałe materiałowe wykorzystywane w analizach zmęczeniowych wyznacza się najczęściej w oparciu o wyniki standardowych testów laboratoryjnych prowadzonych dla próbek cyklicznie zginanych obciążeniem o stałej amplitudzie. W prezentowanej analizie uwzględniono dodatkowo korekcję naprężeń średnich wg teorii Goodmana.

Wyniki analizy zmęczeniowej S-N prezentowane są na rysunku 6. Wyniki przedstawiają trwałość zmęczeniową poszczególnych stref modelu i opisane są w formie wykładniczej. Minimalna trwałość zmęczeniowa równa $10^{4.20} = 15\,848$ h pracy silnika została oszacowana dla tarczy turbiny (rys. 6a). Żywotność łopatkki oszacowana zo-



Rys. 5. Uproszczona historia obciążenia odpowiadająca godzinnej pracy silnika

Fig. 5. Simplified load spectrum of turbine for 1-hours of engine operation



Rys. 6. Wyniki analizy zmęczeniowej S-N (trwałość zmęczeniowa poszczególnych stref modelu opisana jest w formie wykładniczej); minimalna trwałość zmęczeniowa dysku równa jest $10^{4.20}$ zaś łopatkki $10^{5.44}$ h pracy silnika

Fig. 6. Results of the S-N analysis (zones of the FE model with determination of total fatigue life). Minimum life is estimated for disc ($10^{4.20}$ hours of engine operation (a)) and for fir-tree region of blade ($10^{5.44}$ hours (b))

stała na poziomie $10^{5.44} = 27\,542$ h (rys 6b). Lokalizacja strefy krytycznej pod względem zmęczeniowym pokrywa się z miejscem występowania największych naprężeń (por. rys. 3 i 4).

Wnioski

Praca przedstawia wyniki numerycznej analizy trwałości zmęczeniowej turbiny silnika lotniczego pracującego w warunkach zmęczenia niskocyklowego. Takie warunki pracy silnika związane są z okresową zmianą prędkości obrotowej turbiny w zależności od fazy lotu samolotu. Wraz ze zmianą prędkości wirnika naprężenia w turbinie zmieniają się w sposób cykliczny, co powoduje przyspieszone (zmę-

tigste. These conditions are concerned with accelerating and decelerating of the engine turbine during the flight. To solve the problem, the finite element analysis of complex geometrical model of disc and blade with many nonlinearities as contact and plasticity was carried out. In this preliminary analysis the stress contours of turbine subjected to operational speed were created. The results obtained from the nonlinear static calculation were next used into the numerical fatigue life (S-N) analysis. In this analysis the load time history additionally was assumed. In results, the minimum fatigue life for the critical components were estimated.

The critical areas of turbine (from the point of view of the static and fatigue strength) are located on the corner of

zeniowe) zużycie elementów. Do rozwiązania problemu wykorzystano metodę elementów skończonych. Analiza statyczna skomplikowanego modelu numerycznego fragmentu turbiny pozwoliła na wyznaczenie rozkładu naprężeń, wykorzystanego w dalszych obliczeniach zmęczeniowych. W analizie żywotności dla założonego spektrum obciążenia wyznaczono minimalną trwałość zmęczeniową elementów turbiny silnika.

Krytyczną strefą w analizowanej turbinie z punktu widzenia trwałości statycznej i zmęczeniowej jest powierzchnia połączenia jodełkowego stosowanego do mechanicznego zespolenia tarczy i łopatki. W przypadku dysku strefą o najmniejszej trwałości zmęczeniowej jest fragment trzeciego rowka połączenia. Newralgiczną częścią łopatki jest pierwszy slot połączenia jodełkowego. W miejscach tych należy spodziewać się powstania pierwszych szczelin zmęczeniowych. Informacja ta ma duże znaczenie praktyczne dla personelu naziemnego. Wyszczególnione krytyczne strefy turbiny powinny być szczegółowo sprawdzane w czasie okresowych przeglądów silnika. Niezauważona niewielka szczelina zmęczeniowa w turbinie poddanej zmiennym obciążeniom o dużej amplitudzie może w szybkim tempie propagować aż do osiągnięcia krytycznego wymiaru, przy którym nastąpi uszkodzenie elementu.

3-rd lower fir-tree slot of disc and on the first slot of blade. For this regions both the maximum stress and the minimum fatigue life zone were observed. This indicated zones should be regularly in detail inspected in the phase of visual inspection of turbine because of probability of the fatigue crack initiation. Obtained results and their interpretation presented in this study contribute to better understanding of the fatigue phenomena occurring in the jet engine subjected to the permanent fluctuation of load.

Artykuł recenzowany

Literatura/Bibliography

- [1] ABAQUS User's Manual, ver. 6.4, Abaqus Inc., 2003.
- [2] Aerospace Structural Metals Handbook. CRDA/Purde University, 37-th Edition, Vol. 5, 2004.
- [3] Bhaumik S.K.: Failure of turbine rotor blisk of an aircraft engine. Engineering Failure Analysis, Vol. 9. P. 287-301, 2002.
- [4] Chan S.K., Tuba I. S.: A finite element method for contact problems of solid bodies – Part II: applications to turbine blade fastenings. International Journal of Mechanical Sciences, Vol. 13, p. 627-639, 1971.
- [5] Hou J., Wicks B.J. Antoniou R.A.: An investigations of fatigue failures of turbine blades in a gas turbine engine by mechanical analysis. Engineering Failure Analysis, Vol. 9, p. 201-211, 2002.
- [6] McEvily A. J.: Failures in inspection procedures: case studies. Engineering Failure Analysis, Vol. 11, p. 167-176, 2004.
- [7] Masataka M.: Root and groove contact analysis for steam turbine blades. Japan Society of Mechanical Engineering International Journal, Vol. 35, No. 4, p. 508-514, 1992.
- [8] Meguid S.A., Kanth P. S., Czেকanski A.: Finite element analysis of fir-tree region in turbine discs. Finite Element in Analysis and Design, Vol. 35, p. 305-317, 2000.
- [9] MSC-PATRAN User's Manual, ver. 2004. MSC Corporation, Los Angeles 2004.
- [10] MSC-FATIGUE User's Manual, ver. 2004. MSC Corporation, Los Angeles 2004.
- [11] Park M., Hwang Y., Choi Y., Kim T.: Analysis of a J69-T-25 engine turbine blade fracture. Engineering Failure Analysis, Vol. 9, p. 593-601, 2002.
- [12] Papanikos P., Meguid S.A., Stjepanovic Z.: Three-dimensional nonlinear finite element analysis of dovetail joints in aero-engine discs. Finite Element in Analysis and Design, Vol. 29, p. 173-186, 1998.
- [13] Witek L.: Stress analysis of the turbine components under spin rig thermomechanical condition. Aviation, Vol. VIII, No 4, 2004.
- [14] Witek L.: Failure analysis of turbine disc of an aero engine. Engineering Failure Analysis, Vol. 13, Issue: 1, p. 9-17, Elsevier Science, 2006.
- [15] Zboinski G.: Physical and geometrical non-linearities in contact problems of elastic turbine blade attachments. Journal of Mechanical Engineering Sciences, Vol. 209, No. 4, p. 273-286, 1995.
- [16] Zhuang W.Z.: Prediction of crack growth from bolt holes in a disc. International Journal of Fatigue, Vol. 22, p. 241-250, 2000.
- [17] www.testdevices.com

Dr inż. Lucjan Witek, adiunkt na Wydziale Budowy Maszyn i Lotnictwa Politechniki Rzeszowskiej, Katedra Samolotów i Silników Lotniczych.

Mr. Lucjan Witek, PhD. MEng. Doctor in the Faculty of Mechanical Engineering and Aeronautics at Rzeszów University of Technology, Chair of Aircraft and Aircraft Engines.



Wojciech KOTLARZ*
Leszek PIASECZNY
Andrzej RYPULAK
Ryszard ZADRAĞ

Testy toksyczności spalin turbinowego silnika lotniczego dla warunków startu i lądowania

W artykule przedstawiono propozycję testów badawczych określających emisję związków toksycznych dla turbiniowych silników odrzutowych. Pracę wykonano w oparciu o przeprowadzone badania emisji związków toksycznych spalin i rozkłady obciążeń silników typu SO-3 (z samolotów szkolno-treningowych TS-11 Iskra) dla warunków ich pracy na lotnisku tj. uruchomień, prób przedwylotowych, kołowania, startów i lądowań.

Słowa kluczowe: lotnictwo, napędy lotnicze, turbinowy silnik odrzutowy, emisja spalin, ekologia

Tests of exhaust gas toxicity of jet turbine engine for take off and landing phases of flight

The submitted paper describes proposal of research tests of toxic compounds emission of jet turbine engines. Scientific work includes researches of toxic compounds in exhaust gas for different spectrum of load of SO-3 engines (TS-11 jet trainer aircraft engine). All practical activities were done at the airfield for start procedures, pre-flight engine tests, taxi phase, take-offs and landings.

Key words: aviation, aircraft engine, jet turbine engine, exhaust gas emission, ecology

1. Widmo obciążeń turbinowego silnika odrzutowego SO-3 (SO-3W) dla startu i lądowania

Lotniczy turbinowy silnik odrzutowy (TSO), podobnie jak silnik tłokowy, jest źródłem emisji związków toksycznych w spalinach. Biorąc pod uwagę specyfikę wykorzystania TSO (duże prędkości przemieszczania się statku powietrznego i zmieniające się pułapy lotu) stanowią one istotne zagrożenie dla środowiska naturalnego głównie w rejonach nasilonego ruchu lotniczego – lotniska, a szczególnie lotniska położone w pobliżu aglomeracji miejskich.

W celu kontroli zanieczyszczenia powietrza wywołanego przez ruch lotniczy Międzynarodowa Organizacja Lotnictwa Cywilnego (ICAO) ustanowiła normy emisji składników toksycznych spalin oraz procedury ich pomiaru. Normy te odnoszą się do cywilnych poddźwiękowych samolotów z silnikami jedno- i dwuprzepływowymi, których ciąg startowy w zakresie mocy maksymalnej osiąga wartości powyżej 26,7 kN, w warunkach zgodnych z *International Standard Atmosphere* (ISA). W celu ujednoczenia pomiarów opracowano tak zwany wzorcowy lub reprezentatywny cykl pomiarowy – *Landing and Take-Off* (LTO). Ustala on standardowe czasy wykonywania zadań (praca na biegu jałowym i kołowanie, rozbieg, wznoszenie, podejście do lądowania) oraz dla każdego z zadań określa standardowe ustawienia zakresu pracy zespołu napędowego.

Każdy samolot i zespół napędowy ma swój szczególnie rozkład obciążenia (rys. 1 i 2) oraz profil emisji spalin. Korzystając z pokładowych rejestratorów parametrów pracy (ak-

1. Jet turbine engine load spectrum of SO-3 (SO-3W) engine for take-off and landing phases of flight

The jet turbine engine (TSO) similarly as piston one is a source of emission of toxic compounds in an exhaust gas. Taking into account specific way of exploitation of engines mentioned above (high speed of the airship and different ceiling parameters) exhaust gases and toxic compounds included are the real danger for environment especially for close to big cities airfields and their vicinities.

To control an air pollution, The International Civil Aviation Organization (ICAO) established standards of toxic compounds of exhaust gases limits and appropriate measurement procedures. These standards are applicable to sub-sonic, civilian airplanes equipped with turbo-jet or turbo-fan engines with maximum start thrust exceeding 26,7 kN in accordance to *International Standard Atmosphere* (ISA). To achieve uniformity, standard or representative measurement procedures *Landing and Take-Off* (LTO) has been developed. They define standard time intervals for each measurement activity for idle engine regime, for taxi, take-off running, ascending, approach and landing. In addition for each phase of measurements – standard range of engine unit activity/load is established.

Each aircraft and its engine unit has its specific engine load spectrum (Fig. 1, 2) and exhaust gas emission profile. Having used on-board work parameters recorders (nowadays, each aircraft is equipped with one) it is easy to determine spectrum of the engine unit in a very precise way.

tualnie każdy statek powietrzny jest w nie wyposażony) można łatwo i precyzyjnie określić widmo obciążeń dowolnego zespołu napędowego.

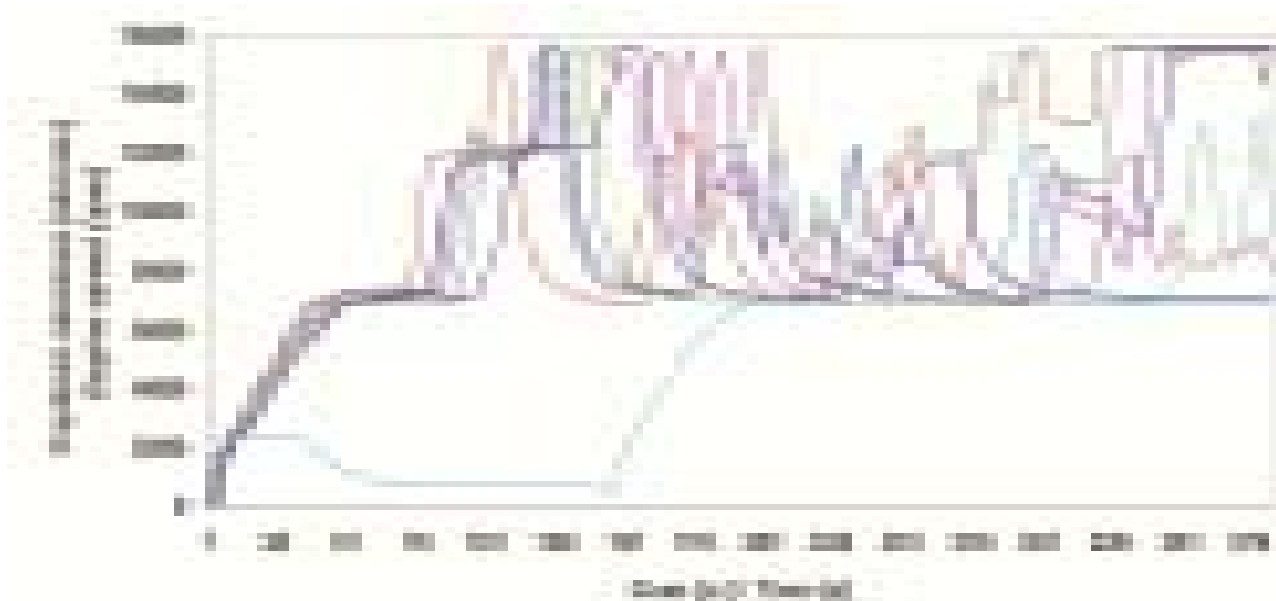
Widmo obciążeń silników SO-3 (SO-3W) określono oddzielnie dla fazy STARTU i LĄDOWANIA przyjmując następujące założenia:

1. Za fazę STARTU przyjęto okres czasu od rozpoczęcia uruchamiania silnika do momentu upływu 10 s od oderwania się samolotu od drogi startowej;
2. Za fazę LĄDOWANIA przyjęto okres czasu na 10 s przed przyziemieniem samolotu do wyłączenia silnika.

Engine load spectrum of SO-3 (SO-3W) is described separately for both phases of flight taking following pre-assumptions:

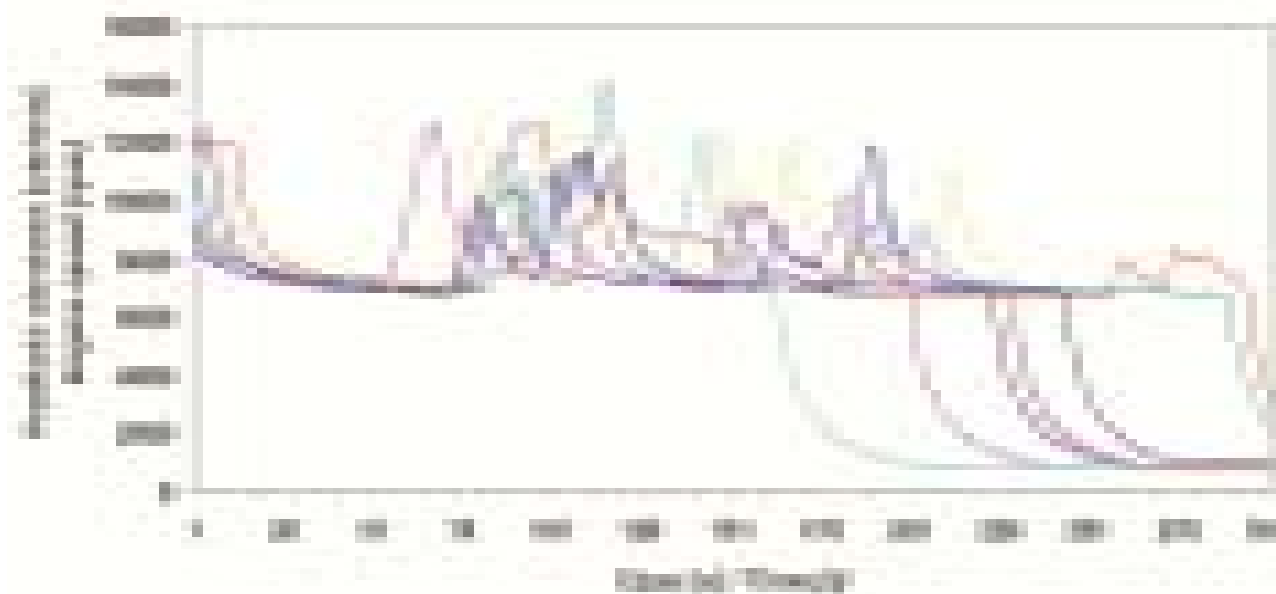
1. START phase is defined as the period of time starting from start of engine till 10 seconds after take-off;
2. LANDING phase is defined as the period of time lasting from 10 seconds before touchdown till engines stop.

Picture 1 (TAKE-OFF phase) and picture 2 (LANDING phase) depict changes of rotary speed of SO-3 engine recorded in-flight, for different aircraft types, different crews and recorded at different periods of time. Table 1 depicts periods of time for discussed phases of flight.



Rys. 1. Porównanie zapisów prędkości obrotowej różnych silników samolotów TS-11 podczas uruchomień, przedwylotowych prób silników, kołowań i startów

Fig. 1. The comparison of the different turbine speed of engine SO-3 of aircraft TS-11 during engine's start, taxi and take-off



Rys. 2. Porównanie zapisów prędkości obrotowej różnych silników samolotów TS-11 podczas lądowań, kołowań i wyłączeń

Fig. 2. The comparison of the different turbine speed of SO-3 engine of TS-11 aircraft during landing, taxi and engine's turn-offs

Na rysunkach 1 (faza STARTU) i 2 (faza LĄDOWANIA) przedstawiono zarejestrowane podczas lotów samolotów TS-11 zmiany prędkości obrotowej silników SO-3 dla: różnych samolotów sterowanych przez różnych pilotów i zarejestrowane w różnych okresach czasu. Natomiast w tabelicy 1 przedstawiono czasy trwania rozpatrywanych faz.

Zgodnie z Instrukcją techniki pilotowania samolotów TS-11 za charakterystyczne, świadczące o stopniu obciążenia zespołu napędowego przyjęto przedziały pracy przedstawione w tabelicy 2.

Na rysunku 3 przedstawiono porównanie średniego czasu pracy zespołu napędowego na różnych zakresach dla fazy STARTU i LĄDOWANIA.

Tablica 2. Przyjęte charakterystyczne przedziały pracy silnik
Table 2. Accepted typical ranges of engine's work

Przedział pracy/ Ranges of engine's work	n [obr/min]/[rpm]
Maksymalny/Maximal	$15600 \geq n \geq 15100$
Nominalny/Nominal	$15100 \geq n \geq 14500$
Przelotowy/Overshoot	$14500 \geq n \geq 12500$
Lądowanie/Landing	$10200 \geq n$

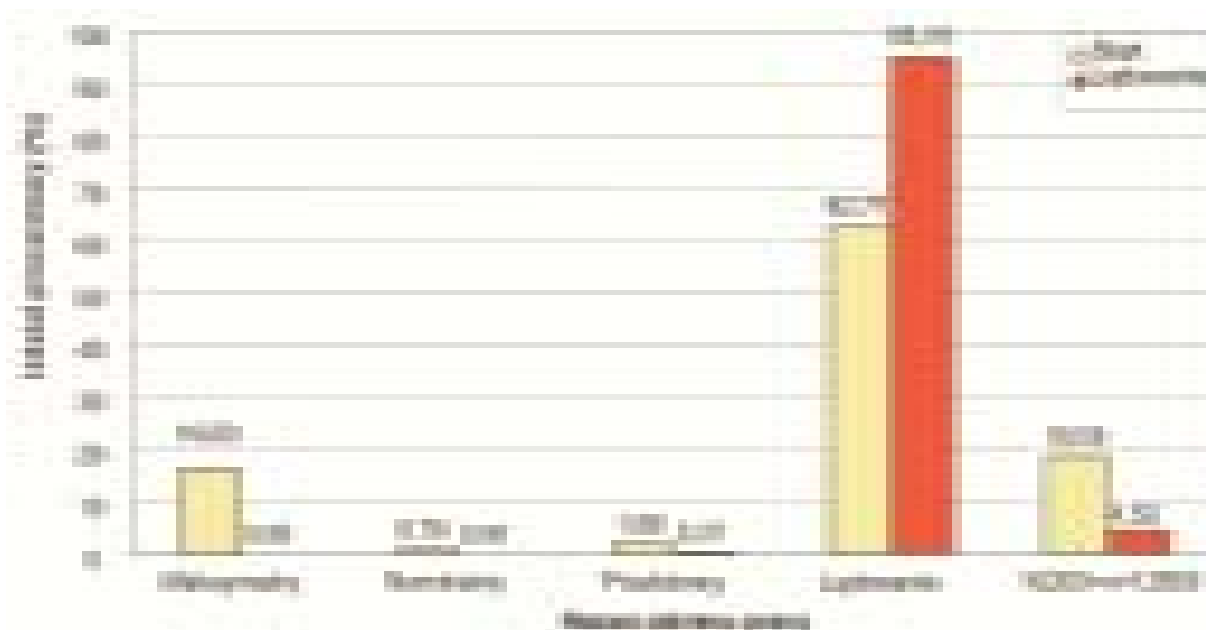
Tablica 1. Czas trwania faz STARTU i LĄDOWANIA
Table 1. Duration of phases: TAKE-OFF and LANDING

	START/TAKE-OFF [mins]	LĄDOWANIE/LANDING [mins]
Średni czas trwania/ The medium time duration	10:01	5:37
Maksymalny czas trwania/ The maximal time duration	16:38	6:55
Minimalny czas trwania/ The minimal time duration	6:25	4:06

In accordance to "TS-11 Flight manual" as the specific timeframes of engines' work, the following time periods were considered, as in Table 2.

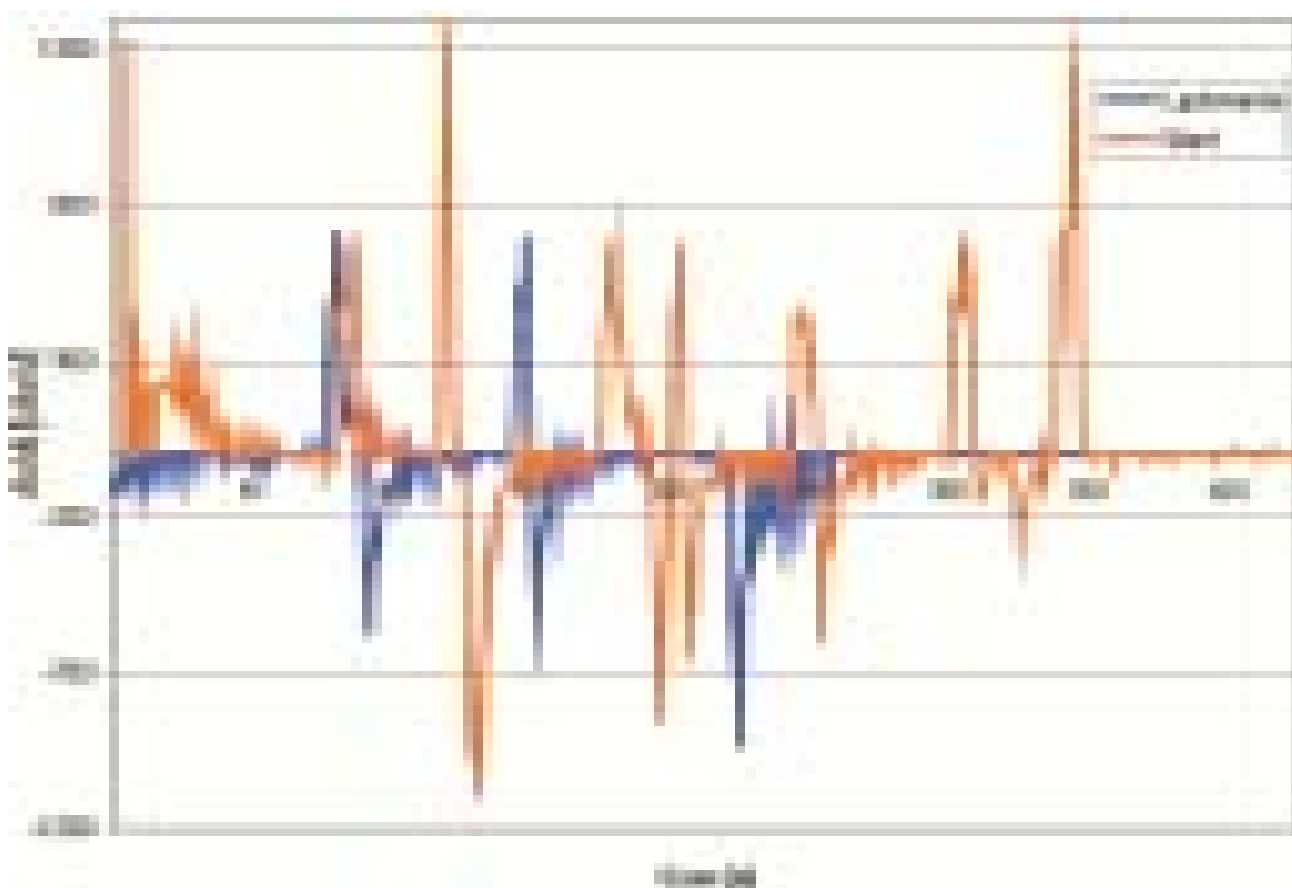
Fig. 3 depicts comparison of the mean value of time of engines' work for both phases of flight: START and LANDING.

The analysis of the mean time of work of SO-3 engine unit (acceleration, deceleration) for take-off and landing phases is depicted in pictures below: picture 4 – exemplary acceleration deceleration values, picture 5 – acceleration and deceleration percentage ratio for both phases of flight (time periods), picture 6 – acceleration and deceleration percentage ratio for both phases of flight (different acceleration-deceleration values).

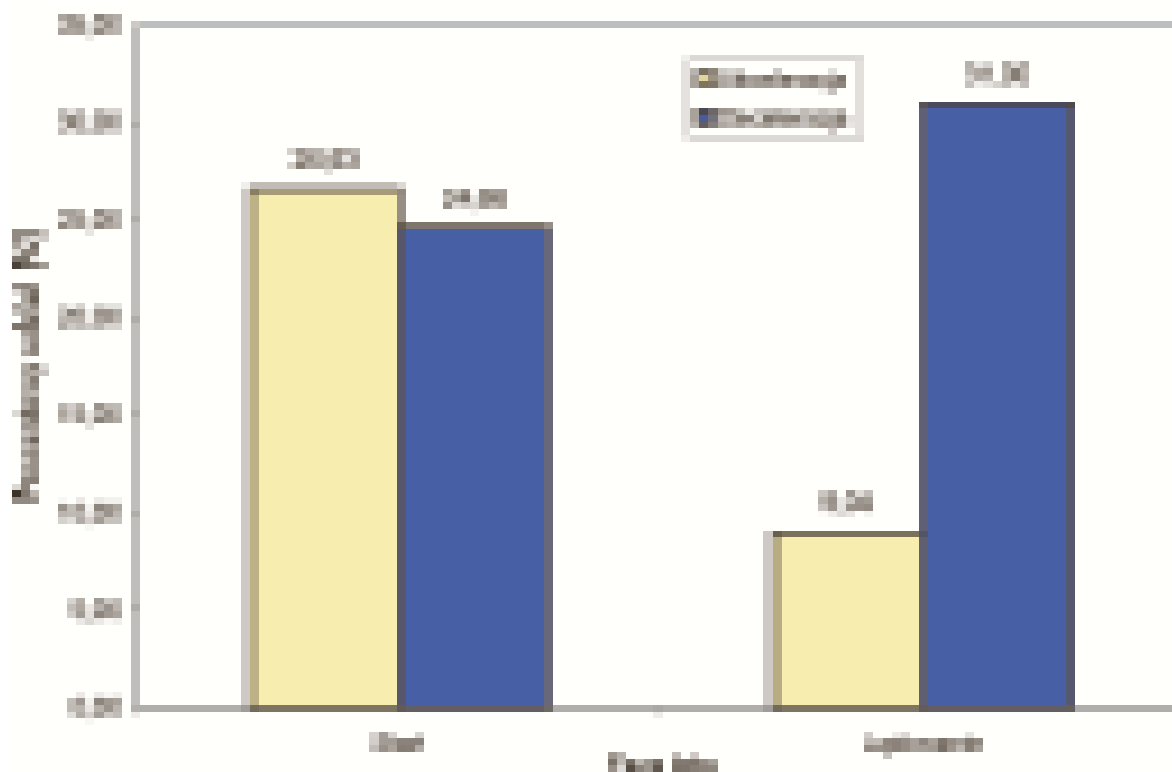


Rys. 3. Porównanie średniego czasu pracy zespołu napędowego SO-3 dla fazy STARTU i LĄDOWANIA i względnego udziału czasu trwania poszczególnych zakresów pracy

Fig. 3. The comparison of mean time of jet unit SO-3 work in different ranges of engine's work, both for TAKE-OFF phase and LANDING phases



Rys. 4. Przykładowe wartości akceleracji i deceleracji dla fazy STARTU i LĄDOWANIA
 Fig. 4. The exemplary values acceleration and deceleration for TAKE-OFF and LANDING phases



Rys. 5. Procentowe udziały czasu trwania akceleracji i deceleracji zespołu napędowego w zależności od fazy lotu
 Fig. 5. The percent participation of the acceleration's time and the deceleration's time depending on stage of flight

Analizę akceleracji oraz deceleracji zespołów napędowych podczas wykonywania startów i lądowań przedstawiają rysunki: 4 – przykładowe wartości akceleracji i deceleracji, 5 – procentowe udziały czasu trwania akceleracji i deceleracji, 6 – procentowe udziały różnych wartości akceleracji i deceleracji.

2. Założenia testów badawczych toksyczności spalin turbinowych silników odrzutowych (TSO)

Ze względu na gwałtowny rozwój komunikacji lotniczej istnieje realna potrzeba badań TSO w zakresie toksyczności ich spalin oraz monitoringu skażeń powietrza na lotniskach i obszarach do nich przylegających.

Pomiar toksyczności spalin silników spalinowych prowadzi się w oparciu o rejestrację stężenia objętościowego poszczególnych związków toksycznych. Jednak pomiar ten nie uwzględnia strumienia masy gazów wylotowych – daje tylko chwilową wartość stężenia i nie pozwala ocenić rzeczywistej ilości emitowanych związków toksycznych. Ocena taka możliwa jest z wykorzystaniem wielkości emisji godzinowej lub emisji jednostkowych (w odniesieniu do jednostki spalonego paliwa oraz w zależności od typu silnika: mocy lub ciągu silnika).

Powszechnie przyjęło się określać emisję związków toksycznych według określonego testu (cyklu) badawczego. Większość istniejących testów badawczych wykorzystywana jest głównie do nadawania certyfikatów lub homologacji. Przykładem są cykle badawcze określone normami EURO w przypadku silników trakcyjnych, czy też w przypadku silników okrętowych określone normą ISO 8178 [1–4].

Ze względu na wspomniany wyżej „certyfikacyjny” charakter testów badawczych ważnym czynnikiem jest ujedno-

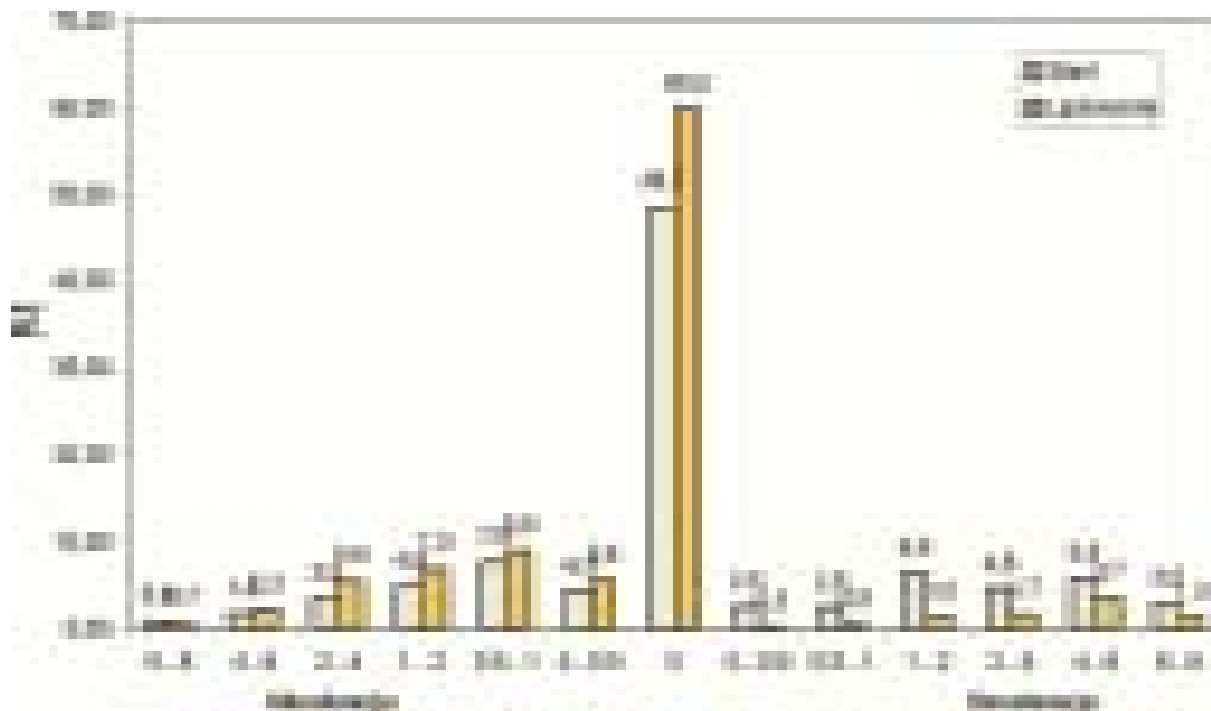
2. Assumptions of research tests of toxicity of jet turbine aircraft engines' exhaust gases

Due to very intensive development of air communication, there is a strong need to carry on research activities as far as toxicity of exhaust gases is concerned. Monitoring of air pollution in airfield areas is also of vital importance.

Measurement of toxicity of exhaust gases of combustion engines are carried out on the basis of volume concentration assessment of individual toxic compounds. But this assessment does not take into account the volume of stream of exhaust gases – it gives only an instantaneous value of concentration and does not allow to estimate the real quantity of toxic substances. This kind of assessment can be developed when hourly or per-unit emission is considered (per unit of fuel consumed and depending on the engines' type, it's power and thrust).

Generally, toxic elements of exhaust gases emission is estimated on the basis of appropriate test/test cycle. Most of them are used for certification purposes. As an example we can take EURO standards for combustion, traction engines or ship engines standards defined in ISO 8178 [1, 2, 3, 4].

Due to the fact that most tests are used for “certification” purposes, they should be unified/standardized and should assure the same measurement quality. On the other hand they should reflect the real work environment (the engine built in fuselage, real speed and ceiling, weather conditions) and workload (jet engines' thrust or rotary engine power). That is why when tests are developed, engine load characteristics and “time” load density is important and has to be taken into account. On their bases, engines' work ranges are defined and ratio-factors for different phases of test can be estimated.



Rys. 6. Procentowe udziały różnych wartości akceleracji i deceleracji zespołu napędowego w zależności od fazy lotu
Fig. 6. The percent participation of the different acceleration's values and deceleration's values depending on stage of flight

licenie w nich warunków pomiaru i takie ich skonstruowanie, aby oddawały rzeczywiste, typowe warunki pracy (silnik zabudowany na płatowiec, prędkość i wysokość lotu, warunki atmosferyczne) i obciążenia silników (ciąg turbiny odrzutowego TSO lub moc turbiny silnika śmigłowego/śmigłowego TSSm). Stąd też przy opracowaniu testów niezbędne są rozkłady obciążeń silników, czyli gęstości czasowe ich obciążenia. Na ich podstawie określa się charakterystyczne zakresy pracy silnika i współczynniki wagowe dla poszczególnych faz testu.

W przypadku silników lotniczych prowadzenie badań możliwe jest głównie na ziemi, gdzie nie ma możliwości zachowania typowych warunków pracy odnośnie prędkości i wysokości lotu; wynoszą one więc: $V = 0$ i $H = 0$. Warunki atmosferyczne (T_H i p_H) nie stanowią problemu – uzyskane wyniki testu można przedstawiać w warunkach zredukowanych: $T_H = 288$ K i $p_H = 1013$ hPa. W warunkach użytkowania na pokładzie statku powietrznego nie ma też możliwości bezpośredniego pomiaru ciągu (TSO), czy mocy (TSSm), obciążenie określa więc prędkość obrotowa turbiny odrzutowego TSO lub prędkość obrotowa silnika i wytwarzany moment obrotowy w przypadku silnika śmigłowego TSSm.

W wypadku, gdy rzeczywiste warunki pracy i obciążenia silnika odbiegają od sprecyzowanych w standardowym teście badawczym (np. określenie emisji związków toksycznych w wyizolowanym obszarze, w którym występuje charakterystyczna dla tego rejonu praca silnika) daje się zauważyć dążenie do opracowywania własnych testów [5–9].

W innej publikacji autorów [14] przedstawiono testy dla poszczególnych zadań lotniczych, takich jak: lot parą, atak celów naziemnych, lot do strefy. Wspomniane zadania w naturalny sposób obejmowały fazę startu i lądowania, jednakże z uwagi na potrzebę określenia emisji związków toksycznych na płaszczyźnie lotniska lub w jej bezpośrednim sąsiedztwie konieczne stało się zwrócenie szczególnej uwagi na te dwa procesy, jako główną przyczynę zanieczyszczeń atmosfery na wspomnianym obszarze. Testy opracowano zgodnie ze schematem przedstawionym na rys. 7.

Badania statystyczne rozkładów obciążeń wykonano dla 15 silników typu SO-3. Materiał źródłowy wykonanej analizy stanowiły dane zarejestrowane przez pokładowe rejestratory parametrów lotu i archiwizowane w Laboratorium Obiektywnej Kontroli Lotów. Do analizy wykorzystano komputerowy system deszyfracji parametrów lotu Thetys wykorzystywany przez WSOSP.

W oparciu o zebrany materiał założono proces stochastyczny obciążenia silnika opisany następującą przeszerzeniem stanów [11]:

$$(1)$$

gdzie $s_1 - s_{10}$ – stany pracy silnika w przedziałach prędkości obrotowej określone w tab. 3.

Dokładniejszą analizę procesu użytkowania silników w poszczególnych stanach obciążenia przeprowadzono na podstawie histogramów czasu przebywania silnika w tych stanach. Umożliwiło to poznanie najbardziej

In case of aircraft engines, researches can be carried on – basically on the ground – where no real environment can be depicted (speed, ceiling); so the values are: $V = 0$, $H = 0$. Weather conditions are not a problem (T_H and p_H) – obtained test results can be compared or converted into reference conditions: $T_H = 288$ K i $p_H = 1013$ hPa. For jet engines and rotary ones when working, there is no possibility to obtain direct thrust or power values – so workload is estimated on the basis of rotary turbine engine speed or the rotary moment for helicopter engines.

In case when real work conditions and engine load deviate from that ones defined in test specification (for example: toxic compound emission estimation in isolated time frame characteristic for the engine regime when the measurement is taken) development of own tests is growing [5, 6, 7, 8, 9].

In some other publications of authors [14] – tests for specific aviation tasks are described, e.g. pair flight, ground targets attack flight, flight to zone and the others. Tasks mentioned above in natural way include take-off and landing phases of flight and as such are vitally important for air pollution estimation at the airfield area and in its vicinities. Test was worked out in accordance to the algorithm depicted in Figure 7.

Statistical data researches of load histograms were performed for 15 type SO-3 engines. Source data that were analyzed have been taken from on-board recorders and archived in Objective Flight Control Laboratory. For analysis purposes, the system of decoding was used. System is designed and used by Polish Air Force Academy.

On the basis of data received the following stochastic process has been set-up (for engines' load) [11], shown in eq. (1)

where: $s_1 - s_{10}$ – the states of engine's work in rotational speed interval determinate in Table 3.

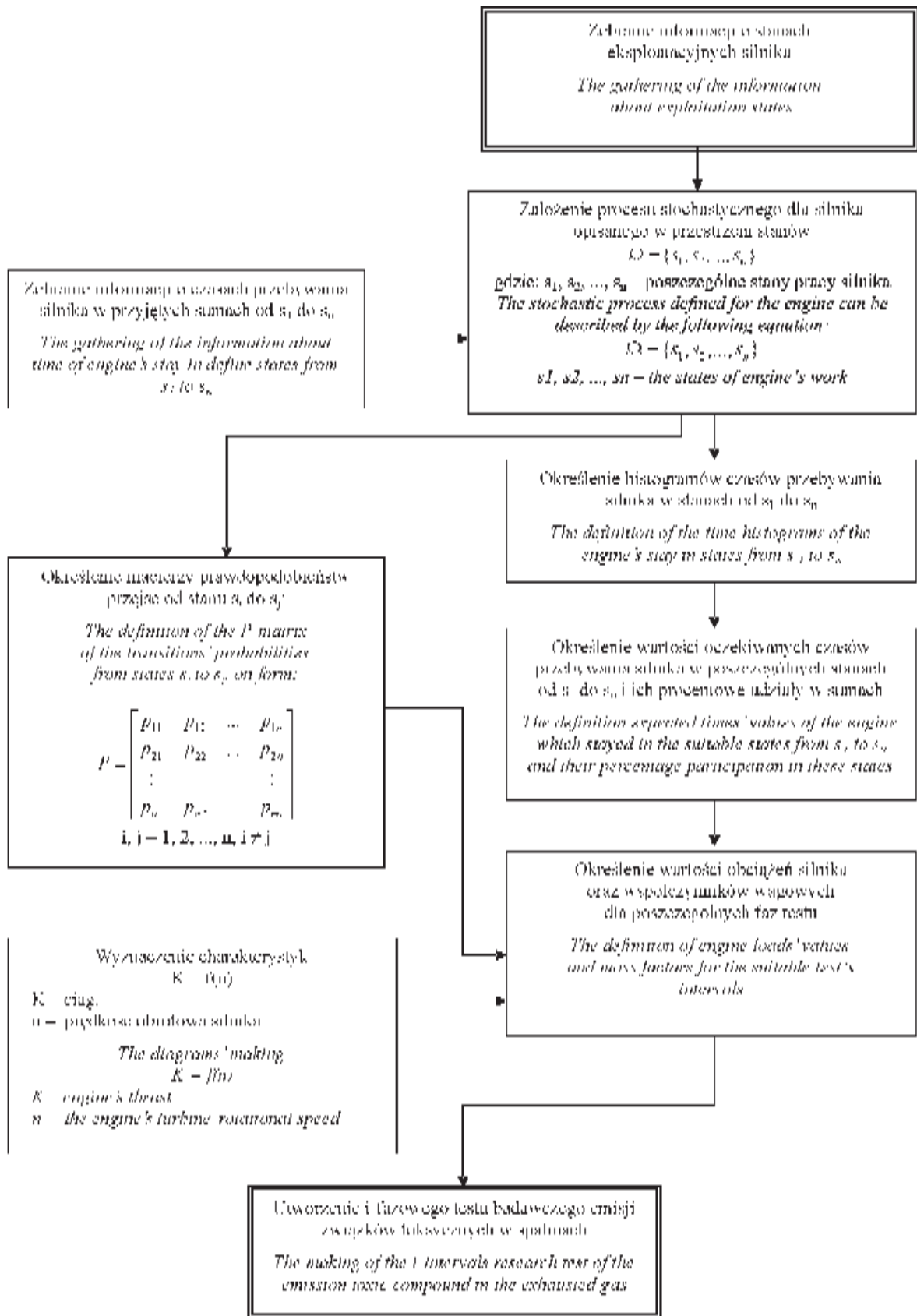
On the basis of time histograms for appropriate load regimes more detailed analysis was performed. It allowed to look into most characteristic loads for each particular interval.

The full process characteristics can be defined by development of P matrix for probability of transition factors (p_{ij} – probability of transition from state "i" to state "j") in a following form shown in eq. (2).

Tablica 3. Przedziały prędkości obrotowej silnika dla przyjętych stanów pracy

Table 3. The engine speed interval (in rpm) for different states of engine's work

s1 - n = 6900 min ⁻¹	s6 - n = (11000 - 12000) min ⁻¹
s2 - n = (6900 - 8000) min ⁻¹	s7 - n = (12000 - 13000) min ⁻¹
s3 - n = (8000 - 9000) min ⁻¹	s8 - n = (13000 - 14000) min ⁻¹
s4 - n = (9000 - 10000) min ⁻¹	s9 - n = (14000 - 15000) min ⁻¹
s5 - n = (10000 - 11000) min ⁻¹	s10 - n = (15000 - 15600] min ⁻¹



Rys. 7. Schemat procedury tworzenia testów badania toksyczności spalin silnika SO-3
 Fig. 7. The scheme of making the procedure of the toxic exhausted gas's research tests for the SO-3 engine

charakterystycznych obciążeń występujących w rozpatrywanych przedziałach.

Pełną charakterystykę procesu można otrzymać przez dodatkowe określenie macierzy P prawdopodobieństw przejść między stanami (p_{ij} – prawdopodobieństwo przejścia ze stanu „ i ” do stanu „ j ”) o postaci:

$$P = \begin{bmatrix} p_{11} & p_{12} & \dots & p_{110} \\ p_{21} & p_{22} & \dots & p_{210} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ p_{101} & p_{102} & \dots & p_{1010} \end{bmatrix} \quad (2)$$

W analizowanym okresie użytkowania silników typu SO-3 uzyskane parametry procesu: wartości oczekiwane czasów pracy silnika w odpowiednich stanach, estymatory prawdopodobieństw przejść ze stanu s_i do s_j (gdzie: $i, j = 1, 2, \dots, 10; i \neq j$) z uwagi na dużą liczbę obserwacji odpowiadają (z dostateczną dokładnością) parametrom teoretycznego procesu stochastycznego.

Każdy z powyższych przedziałów ($s_1 - s_{10}$) można traktować jako określony stan obciążenia silnika. Prowadząc jednakże analizę procentowego udziału czasu trwania zakresów pracy dla startu i lądowania (rys. 3) można zauważyć, że podczas tych procesów niektóre przedziały pracy są nieistotne z uwagi na ich niewielki udział procentowy w samym procesie. W przypadku startu ma to miejsce dla zakresu „Nominalny” (stan s_9) oraz stanów s_7 i s_8 , którym odpowiada obciążenie „Przelotowy”. Natomiast duży udział zarówno dla startu, jak i lądowania stanowi przedział opisany stanem s_6 – jest to zakres pracy silnika wykorzystywany podczas kołowania samolotu. W związku z tym dokonano grupowania tych przedziałów. Połączono stany s_7 i s_8 , którym odpowiada obciążenie „Przelotowy”. Dodatkowo do tak uzyskanego przedziału pracy silnika dołączono stan s_9 („Nominalny”). Nie zdecydowano się na pominięcie zakresów pracy („Przelotowy” i „Nominalny”) z uwagi na ich znaczny wpływ na emisję pomimo niewielkiego procentowego udziału w całym procesie, natomiast przy szczegółowej analizie nowopowstałego przedziału punkt ciężkości (wagę) skierowano na wyższe prędkości obrotowe silnika, co odpowiada większym emisjom. Stany s_6 („Lądowanie”) i s_{10} („Maksymalny”) pozostawiono bez zmian. Pominięto natomiast stany s_1 do s_4 , jako nieistotne w fazie startu i lądowania.

Takie podejście pozwoliło uzyskać test czterofazowy w przypadku startu i dwufazowy dla lądowania (znikomy udział obciążeń „Przelot” i „Maksymalny”). Dodatkowym argumentem za skróceniem testu był czynnik ekonomiczny, ponieważ 4 – 5-cio fazowe testy pozwalają znacznie skrócić badania i zmniejszyć ich koszt.

W związku z tymi zmianami stany pracy silnika przedstawiają się następująco:

$$\begin{aligned} p_1 &= s_5 - \text{„Lądowanie”}, n < 10000 \text{ min}^{-1}, \\ p_2 &= s_6 - \text{„Inne” („Kołowanie”)}, n = (10000-12000) \text{ min}^{-1}, \\ p_3 &= s_7 \cup s_8 \cup s_9 - \text{„Przelotowy”}, n = (12000-15000) \text{ min}^{-1}, \\ p_4 &= s_{10} - \text{„Maksymalny”}, n = (15000-15600) \text{ min}^{-1}. \end{aligned}$$

For the period of time when SO-3 engines were tested, the following parameters of the process were defined: value of expectancy of the engine in each load regime, probability estimators of transitions from state s_i to state s_j ($i, j = 1, 2, \dots, 10; i \neq j$). Due to the big number of data recorded, they firmly respond to parameters of theoretical stochastic process.

Each of range ($s_1 - s_{10}$) can be taken as a defined state of engines' load. Performing detailed percentage analysis, for the periods of time for start and landing (Fig. 3) it can be observed that for those work ranges, some intervals can be omitted (low percentage factor). For take-off it happens for the range “nominal” (s_9) and for s_7 and s_8 – “cross-country” regime. For “taxi” (appropriately s_6) – percentage is high. In accordance to that, some intervals have been grouped. s_7 and s_8 were put together. In addition s_9 interval “nominal” was added. Ranges “cross-country” and “nominal” were not removed due to the fact of their big influence on exhaust gas emission despite low percentage factor in entire process. Carrying out detailed analysis – for new formed range, the centre of “weight” was moved forward towards higher rotary speed – and as a result toward expanded emissions. Ranges s_6 (touchdown) and s_{10} (maximum) were not changed at all. Ranges s_1 to s_4 are removed – as insignificant for take-off and landing phases of flight.

This kind of approach led to 4-our phases tests for take-off and two phases test for touchdown. Additional factor that influenced approach defined below was economy, because 4-5 phases tests allow to shorten researches and lower their cost.

In accordance to that algorithm load ranges are as following:

$$\begin{aligned} p_1 &= s_5 - \text{„landing”}, n < 10000 \text{ min}^{-1}, \\ p_2 &= s_6 - \text{„the others” („taxi”)}, n = [10000-12000] \text{ min}^{-1}, \\ p_3 &= s_7 \cup s_8 \cup s_9 - \text{„overshoot”}, n = [12000-15000] \text{ min}^{-1}, \\ p_4 &= s_{10} - \text{„ maximum”}, n = [15000-15600] \text{ min}^{-1}. \end{aligned}$$

So the process characteristics and the matrix of transition probabilities from p_1, \dots, p_4 is as follows from eq. (3).

Tests that have been developed are described in form of tables or graphics and to perform comparative analysis, the best way is to use unitary emission parameter (for example $g/(kW \cdot h)$, $g/(N \cdot h)$, g/kg_{fuel}). Moreover, for tracking engines, for stationary the following coordinates are used: rotary engine speed, power of engine unit. The relative values are taken and “weight” coefficients for each phase together with load ranges histogram data. These kinds of graphics are prepared for jet engine in Fig. 8 (power replaced by thrust).

3. The research tests of toxic exhaust gas for take-off and landing phases of flight

Fig. 8 depicts proposal of 4-phases toxicity test of exhaust gas for SO-3 engine (TS-11 “Iskra”) for take-off and landing. Unitary emission is defined as follows from eq. (4) [1] where K_i – the thrust from the i -interval of cycle [N], u_i – the importance factor of the i -interval of cycle, n – the number of the cycle's intervals, E_i – the emission from the i -interval of cycle [g/h].

Charakterystyka procesu otrzymana przez określenie macierzy prawdopodobieństw przejść między stanami p_1, \dots, p_4 ma postać:

$$M = \begin{bmatrix} m_{11} & m_{12} & m_{13} & m_{14} \\ m_{21} & m_{22} & m_{23} & m_{24} \\ m_{31} & m_{32} & m_{33} & m_{34} \\ m_{41} & m_{42} & m_{43} & m_{44} \end{bmatrix} \quad (3)$$

Opracowane testy przedstawia się w tabelach lub w postaci graficznej, przy czym dla dalszych analiz porównawczych najkorzystniej jest emisję wyrazić jako emisję jednostkową (np. $\text{g}/(\text{kW}\cdot\text{h})$, $\text{g}/(\text{N}\cdot\text{h})$, $\text{g}/\text{kg}_{\text{pal}}$). Ponadto w przypadku silników trakcyjnych, dla testów stacjonarnych najczęstszy układ testu przedstawia się w układzie współrzędnych: prędkość obrotowa silnika – moc, opisując poszczególne wielkości testu wartościami względnymi oraz podając współczynniki wagi poszczególnych faz uwzględniające histogram czasów trwania obciążeń. Takie wykresy dla turbinowego silnika odrzutowego (TSO) przedstawiono na rysunku 8, na którym moc zastąpiono ciągiem K.

3. Testy badawcze toksyczności spalin dla fazy startu i lądowania

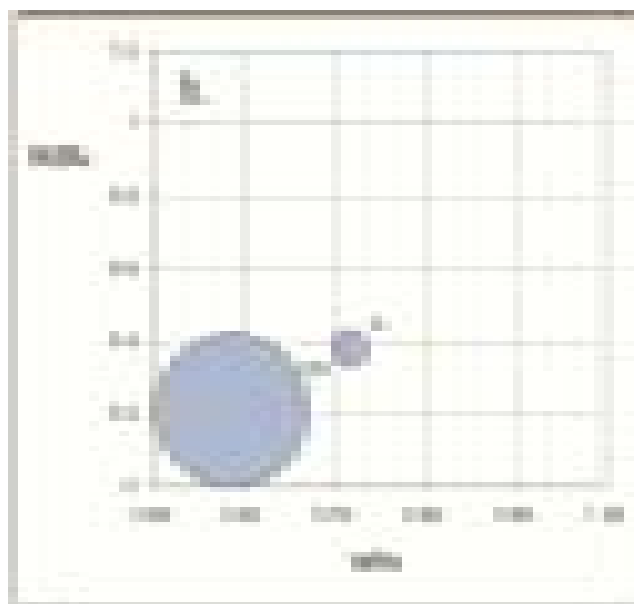
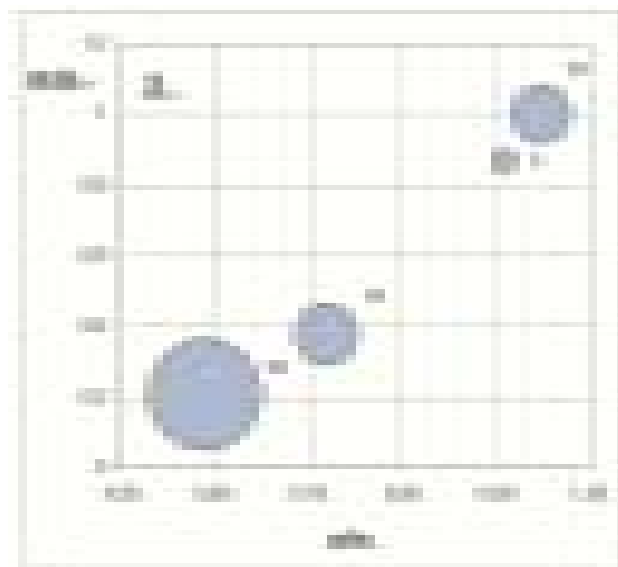
Na rysunku 8 przedstawiono propozycję 4-fazowego lotniczego testu toksyczności spalin silnika SO-3 samolotu TS-11 „Iskra” dla warunków startu i lądowania. Emisję jednostkową dla proponowanych testów określono w oparciu o zależność (4) [1]:

$$e_j = \frac{\sum_{i=1}^n E_{j,i} \cdot u_i}{\sum_{i=1}^n K_i \cdot u_i} \quad [\text{g}/(\text{N}\cdot\text{h})] \quad (4)$$

gdzie: K_i – ciąg z i -tej fazy cyklu [N], u_i – współczynnik wagowy i -tej fazy cyklu, n – liczba faz cyklu, E_i – emisja z i -tej fazy cyklu [g/h].

W obliczeniach wykorzystano wartości ciągu (po przeliczeniu do wielkości zredukowanych) i zużycia paliwa zmierzone podczas próby na hamowni dotyczące silników o numerach fabrycznych: 37 174 229 i 37 175 267 oraz dane emisji uzyskane z badań. Silniki nr 37 174 229 i nr 37 175 026 (badany na samolocie) to silniki bezpośrednio po remoncie, natomiast silniki nr 37 175 267 i nr 48 176 101 (badany na samolocie), to silniki ze zużytym normatywnym zasobem pracy (resursem). Emisję jednostkową dla tlenku węgla oraz węglowodorów przedstawiono na rys. 9 i 10. Nie rozpatrywano natomiast emisji tlenków azotu z uwagi na ich niewielkie stężenia (rzędu kilku ppm).

Analiza uzyskanych wyników wykazała najniższą emisję CO i HC dla zadania „Start”. Wynika to z faktu, że podczas realizacji tego zadania około 19% czasu pracy silnika przypada na obciążenia maksymalne i bliskie maksymalnych, a tym samym niewielki jest udział spalania niezupełnego



Rys. 8. Proponowany 4-fazowy test badawczy emisji związków toksycznych silnika SO-3 samolotu TS-11 „Iskra” dla warunków: a) „Start”, b) „Lądowanie”

Fig. 8. The proposal of 4-intervals research test of toxic exhausted gas for SO-3 engine from aircraft TS-11 „Iskra” for phases: a) “Take-off”, b) “Landing”

For computing purposes values of reduced sequence elements were taken together with fuel consumption parameter measured during engine tests at the test laboratory. Test and measurements were performed for following engines: No. 37174229 and No. 37175267. Engines No. 17174229 and No. 37175026 (built-in the aircraft) were repaired lately, while engines No. 37175 267 and No. 48176 101 gained service life limit. CO and HC emission is depicted in Fig. 9 and Fig. 10. Nitrogen oxides were not counted due to insignificant value of concentration (a few ppm).

i niecałkowitego. Emisja tych gazów dla zadania „Lądowanie” jest nieznacznie wyższa. Tłumaczyć to można tym, że rozkład obciążeń podczas tego zadania charakteryzuje się znacznie większym udziałem mniejszych obciążeń co powoduje, że zarówno emisja CO, jak i HC realizowana w oparciu o test dla tego zadania jest większa niż w przypadku startu.

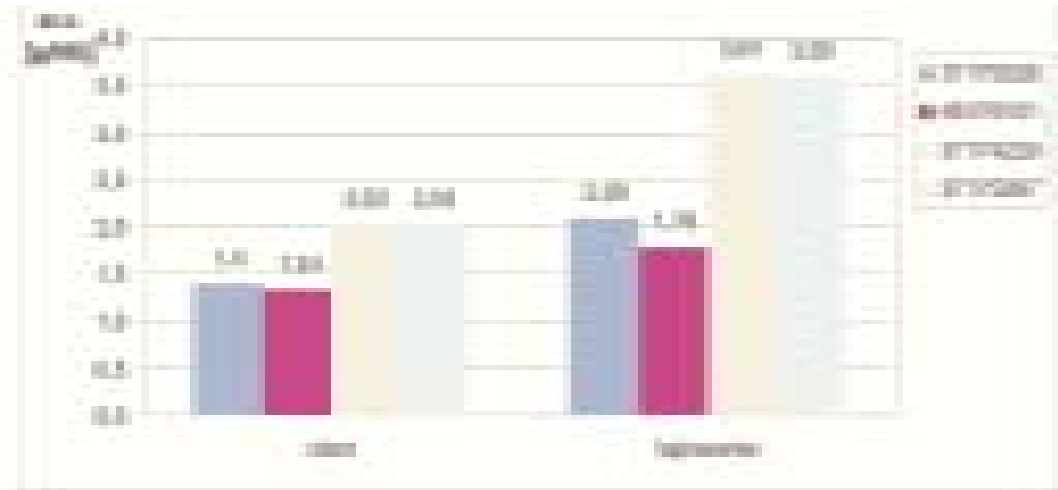
Na wartości emisji przedstawionej w postaci emisji jednostkowej będzie bez wątpienia miało wpływ „tłumiące” od-

Analysis of data obtained during tests showed minimum emission of CO and HC for “Start” interval. This is a result

of the fact that within this timeframe, 19 % of engine load goes for maximum or close to maximum loads – so non complete burning phase is insignificant. For “landing” phase, emission is slightly bigger. It is easy to explain: load histogram includes much more lower loads and as a result CO and HC emissions for this phase of test is much bigger than for “Start” phase.

Value of emission described in unitary form is influenced by attenuation of thrust K in accordance to formula (4). Hourly emission is defined in eq. (5) where E_i – the emission from the i -interval of cycle [g/h], u_i – the importance factor of the i -interval of cycle, n – the number of the cycle’s intervals.

Test results show bigger differences of



Rys. 9. Emisja jednostkowa tlenku węgla w silnikach typu SO-3 dla startu i lądowania

Fig. 9. The carbon monoxide elementary emission in engines SO-3 for phase take-off and landing



Rys. 10. Emisja jednostkowa węglowodorów w silnikach typu SO-3 dla startu i lądowania

Fig. 10. The hydrocarbons emission in engines SO-3 for phase take-off and landing



Rys. 11. Emisja godzinowa tlenku węgla w silnikach typu SO-3 dla startu i lądowania

Fig. 11. Hourly emission of carbon monoxide in SO-3 engines for take-off and landing phases

działywanie ciągu K z zależności (4). Nie posiada tej cechy interpretacja wyników badań w postaci emisji godzinowej, którą oblicza się według zależności:

$$E_j = \sum_{i=1}^n E_{ji} \cdot u_i \quad [\text{g/h}] \quad (5)$$

gdzie: E_i – emisja z i -tej fazy cyklu [g/h], u_i – współczynnik wagowy i -tej fazy cyklu, n – liczba faz cyklu.

Uzyskane wyniki uwidaczniają większe różnice w emisji związków toksycznych pomiędzy poszczególnymi egzemplarzami silników. Niemniej jednak wnioskowanie o przyczynach rozbieżności pomiędzy emisją poszczególnych egzemplarzy musi być ograniczone ze względu na małą populację silników poddanych badaniom. Zmiany emisji godzinowej dla tlenku węgla oraz węglowodorów przedstawiono na rys. 11 i 12.

Ciekawym sposobem przedstawienia emisji związków toksycznych uzyskanej z testów badawczych jest przedstawienie jej w odniesieniu do masy zużytego paliwa. Konstrukcja testów jest analogiczna do przedstawionych wcześniej. Emisję wyrażoną w $[\text{g}/\text{kg}_{\text{pal}}]$ dla tlenku węgla oraz węglowodorów przedstawiono na rys. 13 i 14.

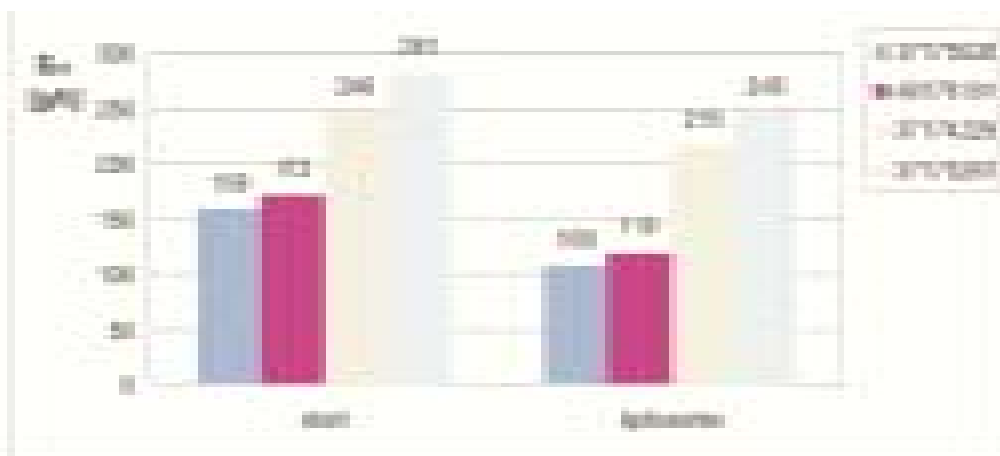
Interpretacja rysunków 13 i 14 jest podobna do sformułowanej już dla emisji jednostkowej wyrażonej w $[\text{g}/\text{N}\cdot\text{h}]$. Można jedynie zauważyć większe różnice pomiędzy zadaniem „Start” (przewaga wysokich zakresów pracy silnika – duże zużycie paliwa), a „Lądowaniem” (wymagającym tylko małych i średnich zakresów pracy).

3. Podsumowanie

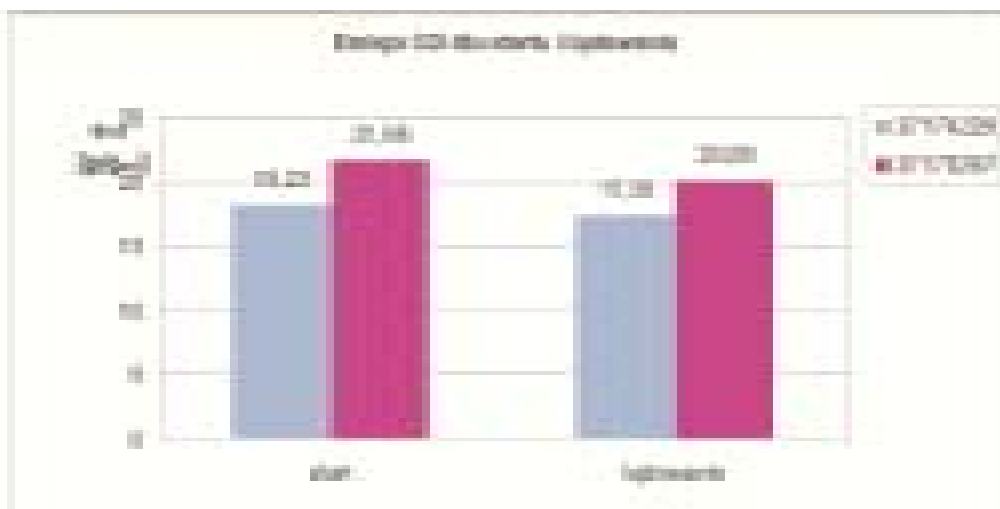
Przedstawiona w pracy metodyka opracowywania testów badawczych emisji związków toksycznych spalin TSO jest

emission parameters for different engines. But this factor can not be decisive due to the fact that the number of engines tested was limited. Hourly emission changes of CO and HC are depicted in Fig. 11 and Fig. 12.

An interesting way of analysis of toxic compounds is to perform it with detailed analysis of fuel consumption. Tests algorithms are similar to the previous ones. Emission counted in $[\text{g}/\text{kg}_{\text{fuel}}]$ for CO and for HC is depicted in Fig. 13 and Fig. 14.



Rys. 12. Emisja godzinowa węglowodorów w silnikach typu SO-3 dla startu i lądowania
Fig. 12. Hourly emission of hydrocarbons in SO-3 engines for take-off and landing phases



Rys. 13. Emisja tlenku węgla z jednostki spalonego paliwa w silnikach typu SO-3 dla startu i lądowania
Fig. 13. The carbon monoxide emission per unit of consumed fuel in SO-3 engines for take-off and landing phases

Interpretation of Fig. 13 and Fig. 14 is similar to that one for unitary emission. It is easy to notice bigger differences between “Start” and “Landing” phases.

4. Summary

The methodology of tests of toxic compounds of exhaust gases is a trial to develop unified method of environmental threat posed by turbine engines. This methodology allows

propozycją jednolitego ujęcia zagadnienia oceny zagrożenia, jakie stwarzają turbinowe silniki lotnicze dla środowiska. Metodyka ta daje możliwość uzyskiwania porównywalnych wyników dla różnych typów silników o odmiennych profilach emisji spalin. Przy opracowaniu testów zaproponowano uwzględnienie rzeczywistego rozkładu stanów pracy TSO, upodabniając tym samym możliwie blisko procedurę określania emisji do rzeczywistych warunków użytkowania

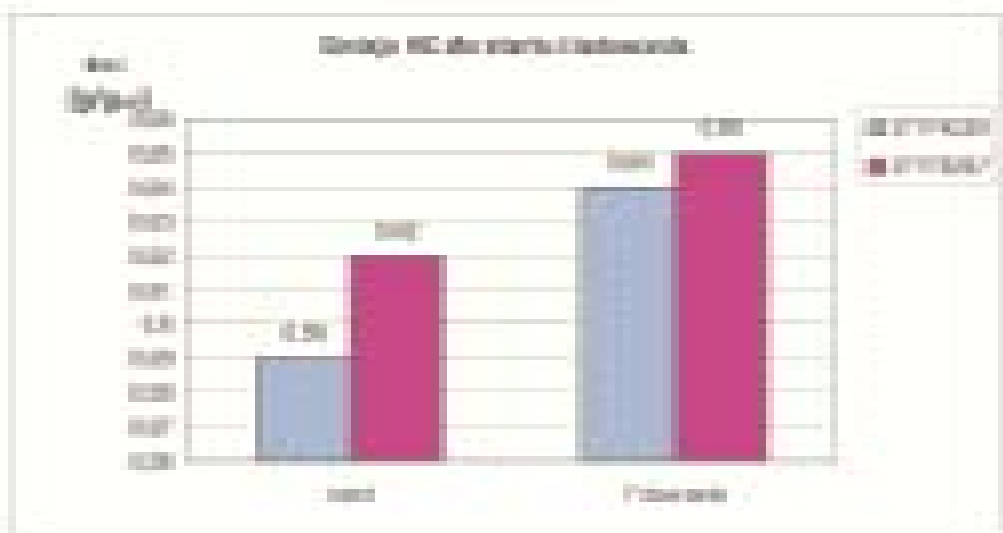
silników. Ponadto znajomość gęstości czasowych obciążeń silników podczas ich typowych zadań daje możliwość dowolnego kształtowania testu badawczego i dostosowywania do aktualnych potrzeb w zależności od zmiany zadań obiektu (statku powietrznego). Tak elastyczne podejście umożliwia nie tylko określenie warunków pomiaru, ale również wnioskowanie o aktualnej emisji i w dalszej kolejności sterowanie jej wielkością (planowanie) w zależności od przewidywanych obciążeń zespołów napędowych statków powietrznych. Proponowany test jest alternatywą dla „wzorcowego cyklu pomiarowego” (*Landing and Take-off*) zawartego w normach emisji spalin według ICAO.

Na podsumowanie przeprowadzonych badań można stwierdzić, że:

- uzyskane wyniki z zaproponowanych testów badawczych zależą przede wszystkim od konstrukcji samego testu, a zwłaszcza od współczynników wagi poszczególnych faz testu – dlatego też wyniki uzyskane według różnych przepisów są na ogół nieporównywalne;
- w mniejszym stopniu wyniki zależą od jednostki (miana) samej emisji;
- wnioskowanie o emisji indywidualnej poszczególnych silników na obecnym etapie musi być ostrożne z uwagi na skąpy materiał badawczy.

Zaproponowane testy uwzględniają fazę pracy na ziemi: praca na płaszczyźnie postoju samolotów, podczas kołowania, startów i lądowań. Takie podejście pozwala wnioskować o zagrożeniach pochodzących od związków toksycznych emitowanych przez TSO. Stanowi jednocześnie przesłankę do prognozowania rozkładu zanieczyszczeń na płycie lotniska i w jego pobliżu przy znanej gęstości czasowej wykorzystania statków powietrznych.

Artykuł recenzowany



Rys. 14. Emisja węglowodorów z jednostki spalonego paliwa w silnikach typu SO-3 dla startu i lądowania
 Fig. 14. The hydrocarbons emission from unit of consumed fuel in engines SO-3 for phase take-off and landing

to get comparable test data for different engines with different emission profiles. Developing of tests involves real time engine load histogram analysis and as the result – data are very close to the real work environment for engines. Moreover, knowledge on time density of engine loads during typical regimes of work gives opportunity to shape tests for areas of special interests depending on tasks of an airship. This flexibility allows to shape not only measurements environment but also paves way to make some conclusions on emission values – farther on allows to control emission depending on engine units load. It is an alternative for “model measurement cycle” (*Landing and Take-off*) included in ICAO standards for exhaust gases emission.

Summarizing we can draw following conclusions:

- tests results depend mainly on test algorithm, especially on “weight” coefficients for each test phase – that is why test results are different for different tests;
- it is not decisive what units we use to describe emission parameters;
- individual approach for each engine type emission has to be estimated in a very cautiously manner – research material is still not sufficient.

Proposed tests take into account phase of engines’ work at the airfield: parking area, taxi ways, take-off and landing. This kind of approach allows to draw conclusions on threat posed by toxic compounds of exhaust gases of turbine engines on environment. It is also a kind of premise to predict pollution histogram at the airfield and in it’s vicinities when air traffic and it’s time density is known.

Skróty i oznaczenia/Abbreviation and Nomenclature

ICAO	Międzynarodowa Organizacja Lotnictwa Cywilnego / <i>International Civil Aviation Organisation</i>	TSO	turbinowy silnik odrzutowy / <i>jet turbine engine</i>
ISA	<i>International Standard Atmosphere</i>	TSSm	turbinowy silnik śmigłowiec/śmigłowy / <i>propeller engine</i>
LTO	lądowanie i start / <i>Landing and Take-Off</i>	WSOSP	Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych / <i>The Air Force Academy</i>

Literatura/Bibliography

- [1] Merksiz J.: Ekologiczne problemy silników spalinowych. Wydawnictwo Politechniki Poznańskiej, Poznań 1999.
- [2] Mazurek S., Merksiz J.: Pokładowe systemy diagnostyczne pojazdów samochodowych – podstawowe cele i wymagania normy OBD II. Journal of KONES'99, Warszawa-Kraków 1999.
- [3] Mazurek S., Merksiz J.: Podstawowe procedury diagnostyczne i strategie decyzyjne systemu OBD II. Journal of KONES'99, Warszawa-Kraków 1999.
- [4] ISO 8178-4:1996, Reciprocating internal combustion engines – Exhaust emission measurement – Part 4: Test cycles for different engine applications.
- [5] Bergier T., Piaseczny L.: Zakres i warunki badań emisji związków toksycznych w spalinach silników tłokowych napędu głównego. Zeszyty Naukowe AMW, Nr 2, Gdynia 1998.
- [6] Kniaziewicz T.: Metodyka pomiaru emisji związków toksycznych w gazach wylotowych tłokowych silników spalinowych okrętów wojennych i wpływ wybranych wielkości regulacyjnych na ich poziom. Praca doktorska, AMW, Gdynia 1999.
- [7] Merksiz J., Piaseczny L.: Problemy badań emisji związków toksycznych w spalinach silników ZS okrętów wojennych. Materiały III Sympozjum: Silniki spalinowe w zastosowaniach wojskowych SILWOJ'97, Jurata 1997.
- [8] Stapersma D., Knoll H.: Emission Research for Royal Netherlands Navy. Royal Netherlands Naval College, Den Helder 1996.
- [9] Zadrąg R.: Wpływ zmian szczelności zespołu tłokowo-cylindrowego okrętowego silnika spalinowego na emisję związków toksycznych. Praca doktorska, AMW, Gdynia 2001.
- [10] Rypulak A.: Widma obciążeń turbinowego silnika odrzutowego SO-3 w trakcie realizacji misji lotniczych. Praca niepublikowana zrealizowana w ramach projektu badawczego Nr OT00C00921.
- [11] Bobrowski D.: Maćkowiak-Lybacka K.: Wybrane metody wnioskowania statystycznego. Wydawnictwo Politechniki Poznańskiej, Poznań 1988.
- [12] Barski R.: Metoda opracowania uproszczonego testu badawczego silników o zapłonie samoczynnym. Rozprawa doktorska. Politechnika Poznańska, 1999.
- [13] Normy emisji spalin według CIAO.
- [14] Kotlarz W., Merksiz J., Orkisz M., Piaseczny L., Zadrąg R.: Testy toksyczności spalin lotniczego turbinowego zespołu spalinowego. Journal of KONES, Warszawa 2003.

Dr inż. Wojciech Kotlarz – adiunkt na Wydziale Lotnictwa Wyższej Szkoły Oficerskiej Sił Powietrznych w Dęblinie.

Mr Wojciech Kotlarz PhD. MEng. – doctor in the Faculty of Aviation Department of Dęblin Airforce Academy.



Dr inż. Andrzej Rypulak – adiunkt na Wydziale Lotnictwa Wyższej Szkoły Oficerskiej Sił Powietrznych w Dęblinie.

Mr Andrzej Rypulak PhD. MEng. – doctor in the Faculty of Aviation Department of Dęblin Airforce Academy.



Prof. dr hab. inż. Leszek Piaseczny – Akademia Marynarki Wojennej, Wydział Mechaniczno-Elektryczny, Gdynia.

Prof. Leszek Piaseczny DSc. PhD. MEng. – Naval University of Gdynia, Mechanical-Electric Faculty, Poland.



Dr inż. Zdzisław Zadrąg – Akademia Marynarki Wojennej, Wydział Mechaniczno-Elektryczny, Gdynia.

Mr Zdzisław Zadrąg PhD. MEng. – Naval University of Gdynia, Mechanical-Electric Faculty, Poland.



Nowe silniki samochodowe na wystawie *Mondial de l'Automobile Paris 2006*

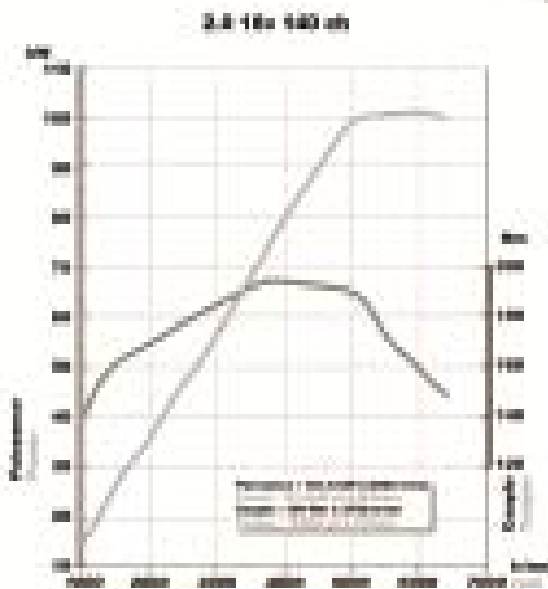
Największe wystawy samochodów odbywają się na przemian, co dwa lata, we Frankfurcie nad Menem oraz w Paryżu. W roku 2006 wystawa odbyła się we Francji. W przeciwieństwie do wystawy we Frankfurcie, gdzie dominującą pozycję zajmują niemieckie firmy motoryzacyjne, w Paryżu prezentowane są osiągnięcia firm samochodowych i silnikowych z całego świata.

Zainteresowanie zwiedzających wystawę koncentruje się zwykle tylko na nowych modelach samochodów, podczas gdy producenci prezentują również swe najnowsze osiągnięcia z techniki motoryzacyjnej, wśród których najważniejsze miejsce zajmują nowe silniki spalinowe. Dla specjalistów jest to doskonała okazja do zapoznania się z najnowszymi tendencjami rozwoju konstrukcji pojazdów i silników.

Ze względu na różnorodność prezentowanych nowości na wystawie w Paryżu trudno było zanotować jedną, główną tendencję, która obecnie obowiązuje przy projektowaniu nowych źródeł napędu pojazdów. Można jedynie zwrócić uwagę, że wszystkie firmy stosują *downsizing*,



Rys. 1. Przekrój silnika M4R firm Renault i Nissan



Rys. 2. Charakterystyka prędkościowa silnika M4R

który stanowi obecnie obowiązkową regułę zarówno w konstrukcji silników z zapłonem iskrowym, jak i samoczynnym. Coraz bardziej powszechne jest również wprowadzanie hybrydowych układów napędowych i to nie tylko do samochodów luksusowych, lecz także do tańszych, popularnych pojazdów.

Stosowanie filtrów cząstek stałych w pojazdach wyposażonych w silniki o zapłonie samoczynnym jest już dla nowych pojazdów obowiązującym standardem.

Nadal licznie prezentowana jest oferta pojazdów przystosowanych fabrycznie do zasilania gazem ziemnym, przy czym po ostatnich wydarzeniach politycznych związanych

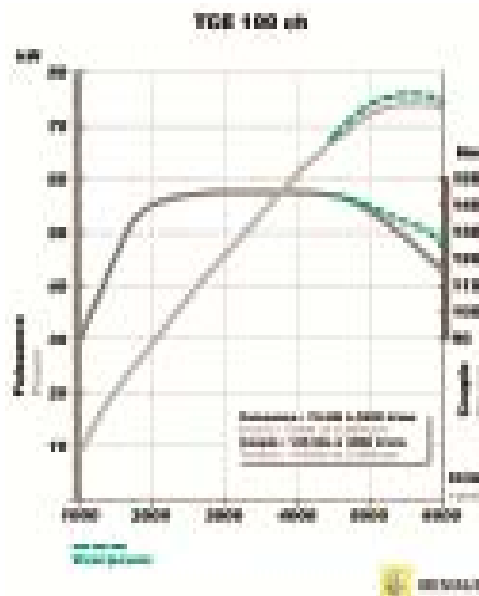
z rynkiem paliw gazowych, zainteresowanie szerokim wprowadzaniem gazu do motoryzacji uległ znacznemu osłabieniu.

Spśród wszystkich dziedzin gospodarki światowej globalizacja ujawnia się najmocniej w przemyśle samochodowym. Dowodem tego jest łączenie firm w globalne koncerny motoryzacyjne, a także realizacja wspólnych projektów dotyczących produkcji silników spalinowych, które są stosowane w samochodach różnych marek. Najlepsze przykłady obecnie obowiązujących tendencji rozwoju silników spalinowych zaprezentowała firma Renault. Na jej stoisku pokazano nową gamę silników opracowanych wspólnie z firmą Nissan i stosowanych w różnych pojazdach obu marek, a także oferowanych innym firmom.

Tego typu nowym silnikiem opracowanym przez Renault i Nissana była jednostka o zapłonie iskrowym oznaczona symbolem M4R. Jest to silnik o objętości skokowej $2,0 \text{ dm}^3$, który dzięki zastosowaniu lekkich materiałów konstrukcyjnych (stopy aluminium i materiały kompozytowe) odznacza się małą masą, porównywalną z silnikami o objętości skokowej $1,6 \text{ dm}^3$. Rozwija on moc maksymalną $103 \text{ kW}/6000 \text{ obr/min}$ oraz maksymalny moment obrotowy $194 \text{ N}\cdot\text{m}/3750 \text{ obr/min}$ ($N_1 = 51,5 \text{ kW}/\text{dm}^3$, $N_{\text{cyl}} = 25,8 \text{ kW}/\text{cyl}$, $p_{e,\text{max}} = 1,22 \text{ MPa}$), przy czym 85% maksymalnej wartości momentu obrotowego osiąga już przy prędkości obrotowej wynoszącej 2000 obr/min , co jest zasługą zmiennych faz rozrządu zaworów dolotowych i wylotowych. W trakcie opracowywania silnika dużą uwagę zwrócono na problem



Rys. 3. Przekrój silnika TCE 100 firm Renault i Nissan



Rys. 4. Charakterystyka prędkościowa silnika TCE 100

głośności i drgań podczas jego pracy, i pod tym względem silnik M4R należy do czołówki światowej. Ten efekt został osiągnięty dzięki zastosowaniu dwumasowego koła zamachowego, dwóch wałów wyrównowazających siły masowe oraz dzięki specjalnej konstrukcji miski olejowej, która jest odlewana ze stopów aluminium. Nowy silnik przewidziany jest do stosowania w wielu różnych modelach marki Renault i Nissan, które są oferowane na rynku Europy, Azji i Ameryki.

Bardzo interesującym silnikiem firmy Renault jest również nowa jednostka o zapłonie iskrowym o objętości skokowej $1,2 \text{ dm}^3$, oznaczona symbolem TCE 100. Jest to silnik przeznaczony do pojazdów małej i średniej wielkości, który wykazuje parametry robocze, typowe dla współczesnych silników klasy $1,4\text{--}1,6 \text{ dm}^3$. Ta całkowicie nowa, 4-cylindrowa jednostka została wyposażona w turbosprężarkę, która ma bardzo małą bezwładność i szybko reaguje na zmianę obciążenia silnika, gwarantując przy tym dużą wartość momentu obrotowego w szerokim zakresie prędkości obrotowej. W systemie doładowania zastosowano tzw. funkcję *overpower* (dawniej określaną często terminem *overboost*), polegającą na możliwości chwilowego zwiększenia wartości momentu obrotowego i mocy silnika w zakresie prędkości obrotowej powyżej 4500 obr/min . Funkcja ta, w której elektroniczny układ sterujący pozwala na chwilowe zwiększenie ciśnienia doładowania, jest dostępna wyłącznie podczas przyspieszania pojazdu na II, III lub IV biegu, znacznie zwiększając jego dynamikę ruchu. Nominalnie silnik TCE 100 osiąga moc $74 \text{ kW}/5500 \text{ obr/min}$ i maksy-



Rys. 5. Ogniwko paliwowe GENEPAAC 20 koncernu PSA

malny moment obrotowy $145 \text{ N}\cdot\text{m}/3000 \text{ obr}/\text{min}$ ($N_l = 62,0 \text{ kW}/\text{dm}^3$, $N_{\text{cyl}} = 18,6 \text{ kW}/\text{cyl}$, $p_{e,\text{max}} = 1,52 \text{ MPa}$). Funkcja *Overpower* pozwala na zwiększenie mocy o ok. 4 kW i momentu o $6 \text{ N}\cdot\text{m}$.

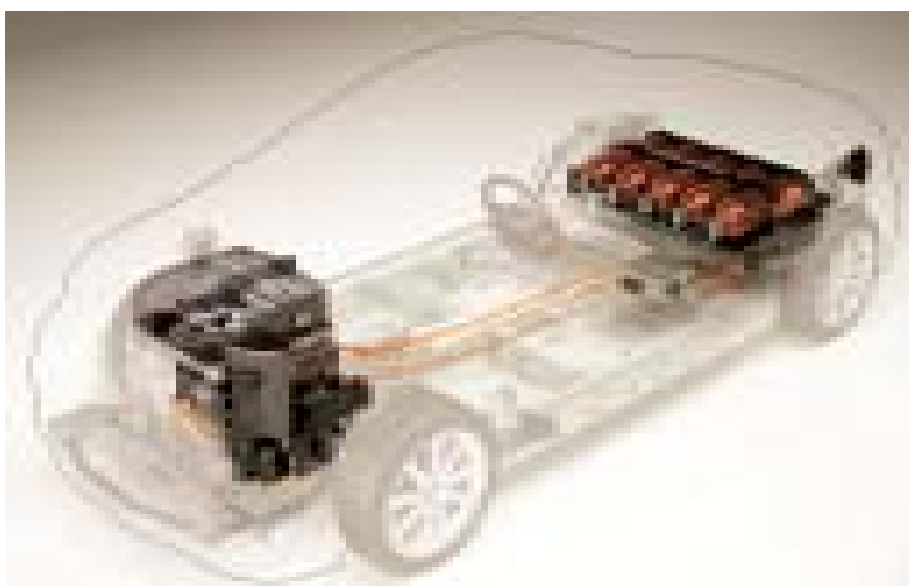
Ze względu na duże obciążenie cieplne w tym silniku zastosowano zawory wylotowe chłodzone sodem oraz chłodzenie tłoków natryskiem oleju na denka. W celu zmniejszenia zużycia paliwa prędkość obrotowa biegu jałowego wynosi zaledwie $650 \text{ obr}/\text{min}$, co było możliwe, dzięki specjalnej formie kanałów dolotowych zapewniającej silne zawinięcie ładunku w cylindrze. Średnie zużycie paliwa w teście NEDC dla samochodów Renault Clio i Modus wyposażonych w opisywany silnik wynosi około $5,9 \text{ dm}^3/100 \text{ km}$, a średnia emisja dwutlenku węgla nie przekracza $140 \text{ g}/\text{km}$. Silnik TCE 100 produkowany jest od początku 2007 roku we francuskim mieście Douvrin w liczbie $13\,500$ szt. tygo-

wem akumulatorów litowo-jonowych o mocy 50 kW , dzięki czemu można było zastosować silnik elektryczny o nominalnej mocy 40 kW (mocy chwilowej 70 kW) i maksymalnym momencie obrotowym $180 \text{ N}\cdot\text{m}$. Ogniwko zasilane jest z pięciu butli o objętości 15 dm^3 , które pod ciśnieniem 70 MPa mieszczą łącznie 3 kg wodoru. Gwarantuje to zasięg pojazdu do 350 km , a pozostałe osiągi pojazdu (prędkość maksymalna $130 \text{ km}/\text{h}$, czas rozpędzania do $100 \text{ km}/\text{h} - 15 \text{ s}$) nie odbiegają wiele od konwencjonalnej wersji pojazdu.

Drugi, bardziej konwencjonalny system napędu pojazdu koncern PSA zaprezentował w studyjnym modelu 908RC. Ta luksusowo-sportowa limuzyna wyposażona została w potężny silnik o zapłonie samoczynnym V12 HDi ($V = 5,5 \text{ dm}^3$, $N = 515 \text{ kW}$, $M = 1200 \text{ N}\cdot\text{m}$, $N_l = 93,6 \text{ kW}/\text{dm}^3$, $N_{\text{cyl}} = 43 \text{ kW}/\text{cyl}$, $p_{e,\text{max}} = 2,74 \text{ MPa}$), który wywodzi się z nowego silnika wyczynowego przeznaczonego do wyścigów Le Mans. Ta interesująca jednostka napędowa o kącie rozwarcia cylindrów wynoszącym 100° wyposażona jest seryjnie w filtry cząstek stałych.

Dużo nowości z dziedziny konstrukcji silników zaprezentowały w Paryżu firmy niemieckie.

Bardzo ciekawy system sterowania zaworami w układzie rozrządu przedstawiła firma Audi w swym nowym silniku o zapłonie iskrowym V6 2,8 FSI. System o nazwie *Valvelift* daje efekt synergii (tj. współdziałania elementów wzmacniającego skutek), łącząc w sobie zalety stosowanego już systemu zmiany faz rozrządu z systemem zmiany skoku zaworów dolotowych. Zmiana skoku reali-



Rys. 6. Schemat układu napędowego z ogniwem paliwowym GENEPAAC 20 samochodu Peugeot 207

zowana jest za pomocą przesuwanych segmentów wałka rozrządu zaworów dolotowych, dzięki czemu rolka popychacza może współpracować z krzywkami o różnym zarysie. Jedna para krzywek, wykorzystywana przy pracy silnika z dużym obciążeniem otwiera oba zawory dolotowe o 11 mm. Druga para krzywek, wykorzystywana przy pracy silnika z małym i średnim obciążeniem daje asymetryczne otwarcie zaworów dolotowych w jednym cylindrze, otwierając jeden z nich o 5,7 mm, a drugi o 2 mm. W ten sposób, wraz odpowiednią formą kanałów dolotowych i denka tłoka, uzyskiwany jest efekt silnego zawirowania ładunku w cylindrze, co jest bardzo ważne w silniku z bezpośrednim wtryskiem benzyny. Przesuwanie segmentów wałka rozrządu odbywa się drogą mechaniczną, za pomocą elektromagnetycznie sterowanych trzpieni, wchodzących w rowek przebiegający skośnie w przesuwym segmencie wałka. Wsuniecie trzpienia powoduje przesunięcie segmentu o 7 mm i rolka popychacza współpracuje z krzywką o innym zarysie. Cały system sterowany jest elektronicznie, a czas przełączenia mieści się w jednym cyklu pracy silnika.

Nowy silnik V6 2,8 FSI wywodzi się z rodziny silników V6 firmy Audi, przy czym jako pierwszy z nich został wyposażony w system *Valvelift*, a ponadto przeprowadzono w nim wiele modyfikacji, które w stosunku do pozostałych jednostek spowodowały zmniejszenie masy oraz zmniejszenie sił tarcia.

W Paryżu firma Audi pokazała również prototyp silnika o zapłonie samoczynnym V12 TDI, który powstał dzięki doświadczeniu z silnikami V10 w wyścigach Le Mans. Silnik ten ($V_{ss} = 5934 \text{ cm}^3$, $N_e = 368 \text{ kW}$, $M_o = 1000 \text{ N}\cdot\text{m}$, $N_1 = 62 \text{ kW/dm}^3$, $\dot{N}_{cyl} = 30 \text{ kW/cyl}$, $p_{e,max} = 2,1 \text{ MPa}$) zasilany jest systemem Common Rail o maksymalnym ciśnieniu wtrysku wynoszącym 200 MPa. Już wkrótce znajdzie on zastosowanie w modelu Audi Q7.

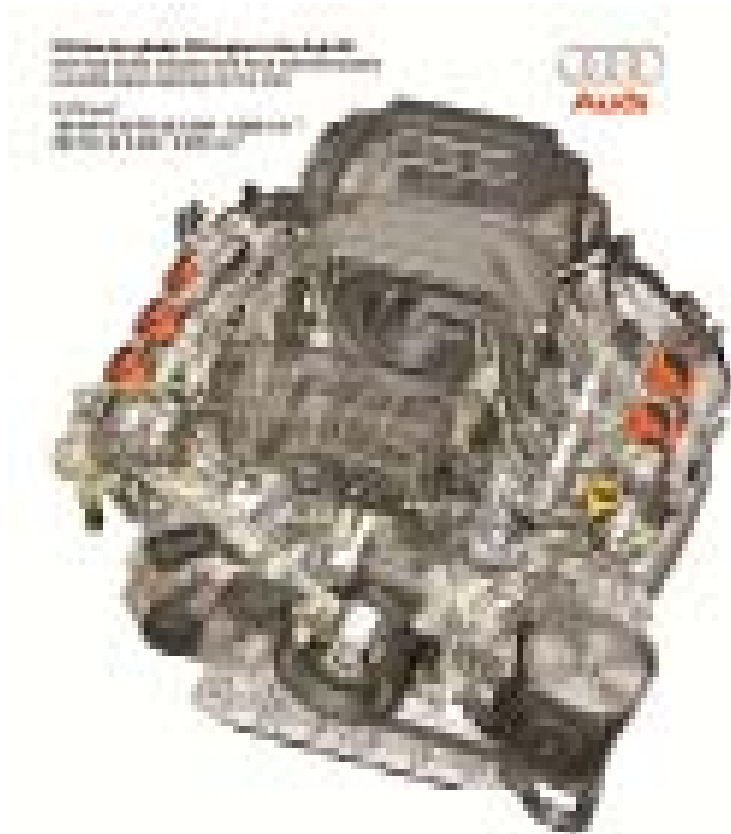
Koncern Volkswagen/Audi przedstawił także całkowicie nowy silnik o zapłonie iskrowym 1,8 TFSI należący do nowej serii EA888. W stosunku do silnika 2,0 TFSI, który zyskał wiele pochlebnych opinii, nowy silnik 1,8 TFSI jest wyposażony w nową pompę paliwową osadzoną bezpośrednio na wałku rozrządu oraz w nowe 6-otwarkowe wtryskiwacze, które wtryskują benzynę bezpośrednio do cylindra pod maksymalnym ciśnieniem 15 MPa. Zastosowano w nim również nowego typu turbosprężarkę BorgWarner K03 z chłodzeniem cieczą, która gwarantuje bardzo korzystny przebieg charakterystyki silnika. W tym doładowanym silniku zastosowano stopień sprężania $\epsilon = 9,6$ dzięki uzyskując jego dużą sprawność. Istotną nowością konstrukcyjną są nowego typu łańcuchy zębate, które w silniku 1,8 TFSI zostały zastosowane po raz pierwszy. Jeden długi łańcuch tego typu napędza wałki rozrządu, natomiast dwa krótsze napędzają wały wyrównoważające oraz pompę oleju. W stosunku do rozwiązania klasycznego łańcuch zębaty odznacza się cichszą pracą i większą trwałością, a ponadto zajmuje mniej miejsca. Wałek rozrządu zaworów dolotowych został wyposażony w nowego typu bezstopniowy mechanizm przestawiania faz rozrządu, który w stosunku do dotychczas stosowanych mechanizmów znacznie szybciej reaguje na zmianę obciążenia silnika.

Nowy silnik 1,8 TFSI jest przeznaczony do różnych modeli klasy kompaktowej i średniej należących do grupy VAG, które oferowane są we wszystkich krajach świata. Od jesieni 2006 roku silnik ten jest produkowany w zakładach Audi w Gyor na Węgrzech oraz w zakładach Volkswagena w Dahleam w Chinach.

Firma BMW pokazała w Paryżu bardzo interesujący silnik o zapłonie iskrowym, który stanowi wyznacznik najnowszych tendencji rozwojowych w konstrukcji jednostek napędowych tej firmy. Jest to rzędowy, 6-cylindrowy silnik o objętości skokowej $3,0 \text{ dm}^3$, który wyposażono w bezpośredni wtrysk paliwa, zwany w firmie BMW *High Precision Injection* oraz doładowanie dwoma turbosprężarkami, po jednej na każde 3 cylindry. W tym wypadku zastosowanie doładowania nie miało na celu znaczącego zwiększenia mocy maksymalnej, która wynosi 225 kW i jest większa tylko o około 10% w stosunku do podstawowej wersji silnika bez doładowania. Głównym celem było nato-



Rys. 7. Silnik o zapłonie samoczynnym V12 HDi koncernu PSA

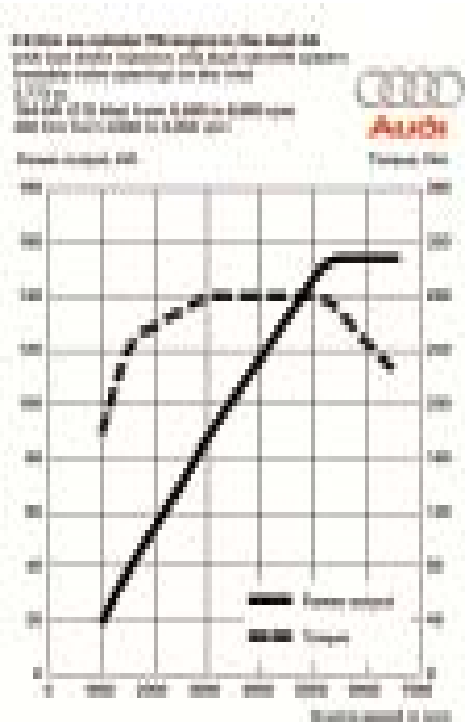


Rys. 8. Przekrój silnika Audi 2,8 FSI z systemem Valvelift



Rys. 9. Przekrój głowicy silnika Audi 2,8 FSI z systemem Valvelift

miast uzyskanie bardziej korzystnego przebiegu momentu obrotowego, którego wartość maksymalna wynosząca 400 N·m występuje w szerokim przedziale prędkości obrotowej od 1300 do 5000 obr/min ($N_1 = 75 \text{ kW/dm}^3$, $N_{\text{cyl}} = 37,5 \text{ kW/cyl}$, $p_{e,\text{max}} = 1,68 \text{ MPa}$). Ten cel został osiągnięty również dzięki zastosowaniu systemu zmiany faz rozrządu *Bi-Vanos* oraz dzięki systemowi bezpośredniego wtrysku benzyny, w którym zastosowano piezoelektryczne wtryskiwacze nowej generacji. Interesującymi cechami konstrukcyjnymi silnika są ponadto wałki rozrządu wykonane meto-



Rys. 10. Charakterystyka prędkościowa silnika Audi 2,8 FSI

dą hydroformowania, dzięki czemu są puste w środku i mają małą masę. Do takich cech konstrukcyjnych należy także elektrycznie napędzana pompa cieczy chłodzącej, która wraz z elektronicznie sterowanym termostatem gwarantuje odpowiednie warunki chłodzenia silnika, niezależnie od obciążenia i prędkości obrotowej.

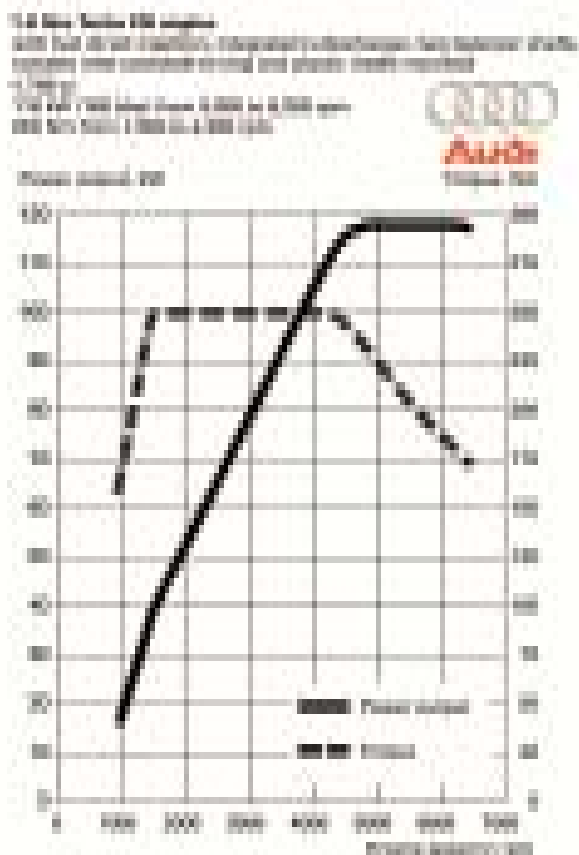
Firma BMW przedstawiła również zmodyfikowany silnik o zapłonie samoczynnym z sekwencyjnym doładowaniem zwanym Variable Twin Turbo. Ta 6-cylindrowa jednostka o objętości skokowej 3,0 dm³, zaprezentowana po raz pierwszy w 2004 roku i stosowa-



Rys. 11. Silnik o zapłonie samoczynnym Audi V12 6,0 TDI



Rys. 12. Przekrój silnika 1,8 TFSI



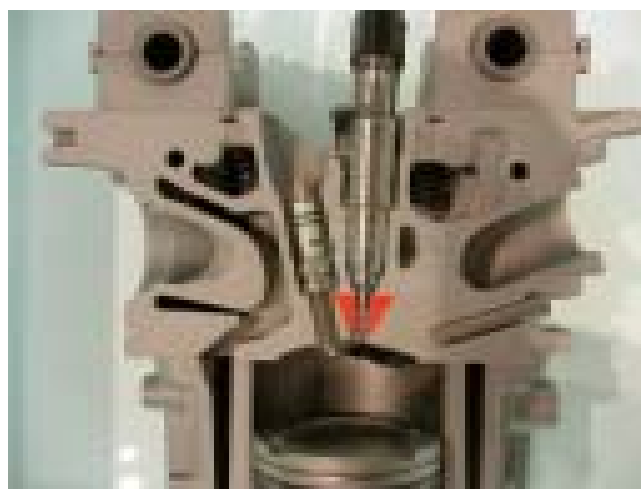
Rys. 13. Charakterystyka prędkościowa silnika 1,8 TFSI

wana w modelu BMW 535d, otrzymała nowy kadłub, który teraz jest wykonany ze stopów aluminium. Przyniosło to zmniejszenie masy silnika o około 20 kg. Silnik został też wyposażony w nowy rodzaj wtryskiwaczy, zmodyfikowany system doładowania sekwencyjnego z dwoma turbosprężarkami o zróżnicowanej średnicy i z nowym układem zmiany położenia kierownic turbiny. Silnik został seryjnie wyposażony w filtr cząstek stałych. Jednostka rozwija moc 210 kW, a maksymalny moment obrotowy wynoszący 580 N·m osiągany jest przy 1750 obr/min i przy wzrastającej prędkości obrotowej niewiele się zmienia, gwarantując doskonałą dynamikę napędzanego pojazdu ($N_l = 70 \text{ kW/dm}^3$, $N_{\text{cyl}} = 35 \text{ kW/cyl}$, $p_{e,\text{max}} = 2,44 \text{ MPa}$).

Firma BMW wykorzystwała wystawę w Paryżu do pokazania znanego już wcześniej systemu regulacji skoku zaworów *Valvetronic* stosowanego w wielu nowych silnikach, tym razem w postaci modelu w skali 5:1.

W Paryżu miał swą premierę nowy model marki Porsche o nazwie 911 Turbo; obok pojazdu ekspozycja zawierała również prezentację zastosowanych w nim rozwiązań technicznych. Silnik tego pojazdu to tradycyjna jednostka typu bokser, która w obecnej wersji jest chłodzona cieczą i wyposażona w dwie turbosprężarki. Zastosowane turbo-

sprężarki są wykonane z materiału odpornego na działanie temperatury spalin do 1000°C i wyposażone zostały w układ zmiany położenia kierownic turbiny. Silnik ma objętość skokową 3,6 dm³ i rozwija moc 353 kW/ 6000 obr/min i maksymalny moment obrotowy 620 N·m, który ma stałą wartość w przedziale prędkości obrotowej od 1950 do 5000 obr/min. Na życzenie silnik może być wyposażony w system pozwalający na krótkotrwałe zwiększenie ciśnienia doładowania, dzięki czemu następuje wzrost momentu obrotowego do 680 N·m ($N_l = 98 \text{ kW/dm}^3$, $N_{\text{cyl}} = 59 \text{ kW/cyl}$, $p_{e,\text{max}} = 2,37 \text{ MPa}$).



Rys. 14. Przekrój systemu spalania silnika BMW 3,0 dm³ Twin Turbo

Podobnie jak pozostałe silniki marki Porsche, również silnik Bi-Turbo wyposażony został w system zmiany wzniosu zaworów dolotowych z podwójnymi krzywkami zwany *Vario Cam*, który wraz z układem zmiany faz rozrządu pozwala na korzystne kształtowanie charakterystyki silnika.

Najciekawszym silnikiem prezentowanym w Paryżu przez japońskich producentów był nowy silnik samochodu Lexus LS460 oznaczony symbolem 1UR-FSE. Jest to jednostka V8 o zapłonie iskrowym, która z objętości skokowej 4,6 dm³ rozwija moc 280 kW/ 6400 obr/min i maksymalny moment obrotowy 493 N·m/ 4100 obr/min.



Rys. 17. Silnik o zapłonie samoczynnym BMW 3,0 dm³ Variable Twin Turbo



Rys. 15. Strona układu wylotowego silnika BMW 3,0 dm³ Twin Turbo



Rys. 16. Układ doładowania silnika o zapłonie samoczynnym BMW 3,0 dm³ Variable Twin Turbo

Silnik wyposażony jest w nowatorski układ zasilania zwany D-4S, łączący w sobie cechy pośredniego i bezpośredniego wtrysku benzyny. Każdy z cylindrów zasilany jest dwoma wtryskiwaczami, z których jeden umieszczony jest w kanale dolotowym, a drugi bezpośrednio w komorze spalania. Wtryskiwacz umieszczony w kanale dolotowym wyposażony jest w 12-otworowy rozpylacz, przez który benzyna jest wtryskiwana pod ciśnieniem 0,4 MPa. Wtryskiwacz umieszczony w komorze spalania wtryskuje ben-

zynę w formie płaskiego wachlarza nad denko tłoka przez dwa prostokątne otwory o wymiarach 0,52×0,13 mm. Podczas zimnego rozruchu silnika w kanałach dolotowych tworzona jest uboga mieszanka, a wtryskiwacz umieszczony w komorze spalania wzbogaca ją pod koniec procesu sprężania tylko w obrębie świecy zapłonowej. Prowadzi to do pewnego zapłonu, całkowitego spalania paliwa oraz szybkiego wzrostu temperatury spalin i reaktora. Na biegu jałowym silnik pracuje wyłącznie przy bezpośrednim wtrysku benzyny, przy czym prędkość obrotowa jest regulowana elektronicznie w zależności od stanu cieplnego silnika. Przy pracy z małym lub



Rys. 18. Układ zmiany skoku zaworu BMW Valvetronic

średnim obciążeniem pracują oba wtryskiwacze, a silnik jest zasilany mieszanką stechiometryczną. Przy pełnym obciążeniu silnik pracuje tylko z bezpośrednim wtryskiem benzyny, ponieważ skrócenie reakcji przedpłomiennych i efekt chłodzenia cylindra odparowującym paliwem pozwala na bezstukowe spalanie benzyny o liczbie oktanowej 91, mimo, że silnik ma duży stopień sprężania wynoszący $\epsilon = 11,8$. Zastosowanie systemu zasilania D-4S przyniosło za-

Rys. 20. Turbosprężarka silnika Porsche 3,6 dm³ Bi-TurboRys. 19. Silnik typu bokser samochodu Porsche 3,6 dm³ Bi-Turbo



Rys. 21. Elementy składowe systemu zmiany wzniosu zaworów VarioCam silnika Porsche 3,6 dm³ Bi-Turbo

równy poprawę sprawności silnika, jak i obniżenie emisji toksycznych składników spalin oraz zmniejszenie głośności pracy.

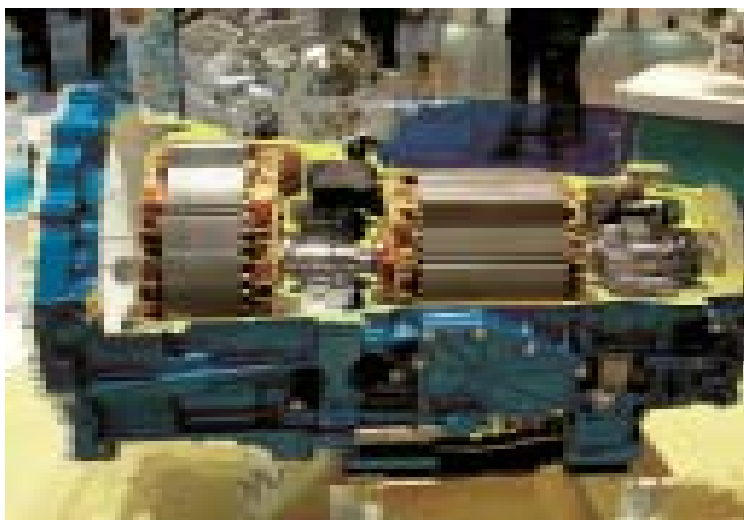
W tym silniku zastosowano także układ zmiany faz obrotów wałków rozrządu zwany Dual VVT-i, przy czym przestawianie faz wałków zaworów dolotowych odbywa się bezstop-

niowo dzięki zastosowaniu tzw. systemu VVT-iE z elektronicznym sterowaniem. Umożliwia on dobieranie właściwego czasu otwarcia zaworów dolotowych niezależnie od prędkości obrotowej i temperatury silnika. Daje to wymierne efekty w stosunku do typowego, hydraulicznego przestawiania faz rozrządu, szczególnie przy niskiej temperaturze oleju oraz przy prędkości obrotowej poniżej 1000 obr/min, kiedy ciśnienie oleju jest zwykle zbyt małe do uruchomienia mechanizmu przestawiania faz.

Prędkość przestawiania faz rozrządu zaworów dolotowych przez elektroniczny mechanizm wynosi około 50 do 150 stopni na sekundę. Układ sterowany jest osobnym modułem elektronicznym i wyposażony jest w mechanizm przywracania właściwych ustawień rozrządu po zatrzymaniu pracy silnika. Ciekawą konstrukcją jest układ wylotowy silnika, w którym w obu głowicach cztery kanały dolotowe łączą się stopniowo najpierw w dwa wspólne kanały, a następnie w jeden zbiorczy. Według konstruktorów tego typu układ kanałów



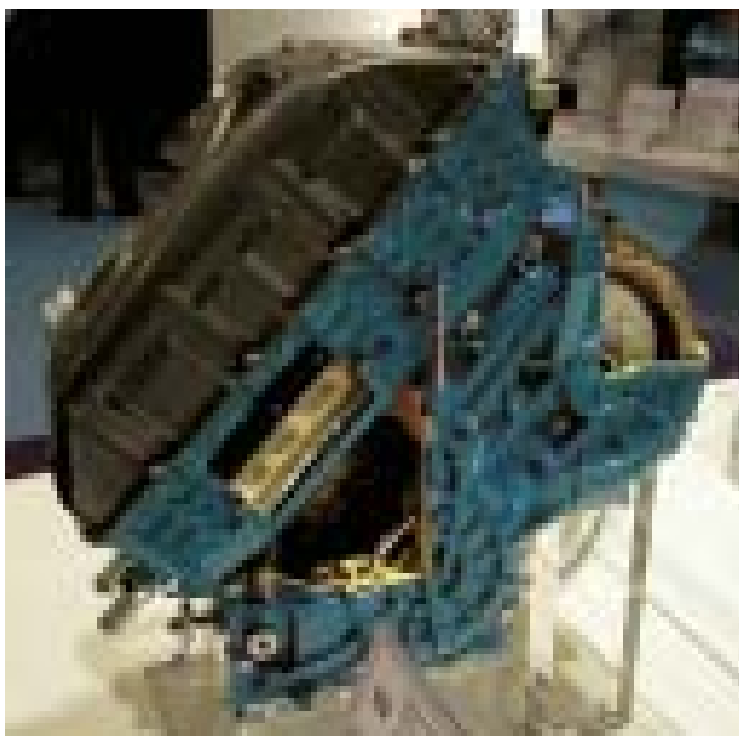
Rys. 22. Przekrój kanałów dolotowych i systemu spalania silnika 1UR-FSE samochodu Lexus LS 460



Rys. 23. Zespół hybrydowego napędu samochodu Lexus GS 450

zapobiega powstawaniu interferencji fal ciśnienia spalin, co wpływa korzystnie na proces wymiany ładunku i spalania oraz przynosi korzystne efekty akustyczne.

Odmianę silnika 1UR-FSE o objętości skokowej powiększonej do 5,0 dm³ zastosowano w hybrydowej wersji Lexus LS600h. W tym pojeździe silnik spalinowy współpracuje z maszyną elektryczną o mocy 160 kW i niklowo-metalowym akumulatorem elektrycznym. Łączna moc tego układu napędowego, która przenoszona jest na cztery koła pojazdu przekracza 330 kW. Według danych producenta średnie zużycie paliwa tej dużej limuzyny o masie przekraczającej 2200



Rys. 24. Zespół hybrydowego napędu przeznaczony do współpracy z silnikiem spalinowym zabudowanym poprzecznie w pojeździe

kg wynosi około 9,5 dm³ benzyny na 100 km, a emisja dwutlenku węgla nie przekracza 220 g/km.

Na wystawie w Paryżu nie mogła pozostać niezauważona duża ekspozycja japońskiej firmy Aisan, która zajmuje się produkcją komponentów motoryzacyjnych. Dominującą pozycję zajmowały komponenty hybrydowego układu napędowego używane w nowym modelu Lexus GS450h. W samochodzie tym zastosowany jest silnik V6 3,5 dm³ o mocy 218 kW, który podobnie jak silnik modelu LS 460 wyposażony jest w układ zasilania D-4S i układ przestawiania faz rozrządu Dual VVT-i. Silnik spalinowy połączony jest z tzw. zespołem hybrydowego napędu, składającym się z czterech segmentów. Pierwszy segment zawiera prądnicę prądu zmiennego o napięciu 650 V. Drugi segment to przekładnia planetarna, decydująca o rozdziale momentu obrotowego z silnika spalinowego i elektrycznego. Trzeci segment zawiera 3-fazowy, elek-

tryczny silnik synchroniczny o mocy 147 kW zasilany prądem o napięciu 650 V. Ostatni, czwarty segment składa się z planetarnej, dwubiegowej przekładni współpracującej z silnikiem elektrycznym i z bezstopniowej skrzyni biegów. Dopelnieniem systemu napędu hybrydowego jest niklowo-metalowy akumulator o napięciu 288 V, system sterowania oraz przetwornik napięcia, który zamienia prąd zmienny o napięciu 650 V płynący z prądnicy na prąd stały o napięciu 288 V, który ładuje akumulatory lub też odwrotnie przy zasilaniu silnika elektrycznego z akumulatora. Prezentowany system hybrydowego napędu przeznaczony jest do współpracy z silnikiem spalinowym umieszczonym wzdłuż osi pojazdu. Firma Aisan zaprezentowała w Paryżu także zespół hybrydowego napędu przeznaczony do mniejszych silników umieszczonych poprzecznie pod maską pojazdu.

Zaprezentowane na wystawie w Paryżu nowości wskazują na ciągły postęp jaki następuje w rozwoju silników spalinowych. Wprowadzane zmiany dają wyraźny sygnał dla konstruktorów i producentów, w jakim kierunku należy rozwijać konstrukcję nowych silników spalinowych. Jest to zwłaszcza bardzo istotne w obliczu nowych wyzwań, jakie stoją obecnie przed silnikami spalinowymi, a do których należy z jednej strony spełnienie wymagań klientów, a z drugiej spełnienie obowiązujących norm dotyczących emisji toksycznych składników spalin i zużycia paliwa. W tym kontekście konieczność współpracy silnika spalinowego z hybrydowym układem napędowym wydaje się być bardzo rozsądnym rozwiązaniem.

dr inż. Marek BRZEŻAŃSKI

Technologia oczyszczania spalin – SCR

Silniki o zapłonie samoczynnym charakteryzują się dużą wydajnością cieplną, małym zużyciem paliwa, mniejszą emisją CO, HC oraz CO₂ w porównaniu z silnikami o zapłonie iskrowym. Jednak problemem jest emisja NO_x i PM, a organizacje zajmujące się kontrolą zanieczyszczeń na całym świecie postulują konieczność ciągłego zmniejszania emisji tych związków. Eliminacja NO_x z gazów wylotowych silnika ZS nie jest łatwa z powodu braku reduktorów umożliwiających rozkład na tlen i azot. Alternatywną lub uzupełnieniem możliwości ograniczenia emisji NO_x do coraz częściej stosowanej recyrkulacji spalin EGR (*Exhaust Gas Recirculation*) jest zastosowanie systemu katalitycznego SCR (*Selective Catalytic Reduction* – selektywna katalityczna redukcja) (tab. 1).

zatora dodawanego do paliwa lub gazów wylotowych w reakcji z NO_x w środowisku bogatym w O₂ sprawia, że SCR jest rozwiązaniem efektywnym. Najbardziej renomowani producenci pojazdów ciężarowych jak DaimlerChrysler, Volvo czy Scania mają w ofercie samochody z układem selektywnej redukcji katalitycznej. Za swoją nowatorską technologię BlueTec wykorzystującą SCR koncern Daimler-Chrysler otrzymał nagrodę „Goldener Öltropfen 2005” (Złota Kropla Oleju 2005) – przyznawaną od 25 lat za osiągnięcia związane z oszczędnością energii i ochroną środowiska naturalnego.

Pakiet BlueTec obejmuje nowe silniki o wyższym maksymalnym ciśnieniu w cylindrze oraz technologię ob-

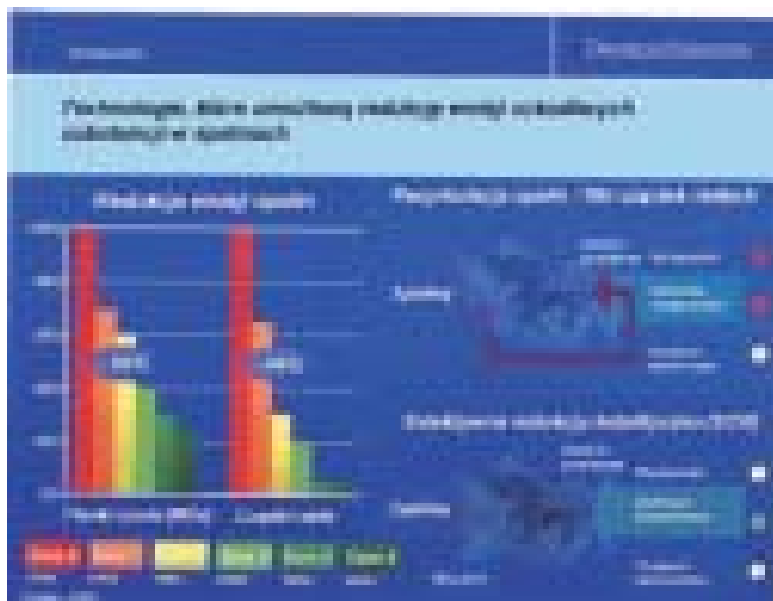
Tablica 1. Pozasilnikowe technologie ograniczania emisji NO_x i PM [4]

Dostępne i opracowywane technologie ograniczania emisji NO _x i/lub PM	Skuteczność ograniczania emisji NO _x	Skuteczność ograniczania emisji PM	Zastosowanie
Recyrkulacja spalin (EGR)	50-60%	bez zmian	silniki ZI i ZS
Adsorber NO _x	> 80%	bez zmian	w fazie badań; możliwy do zastosowania po 2010 roku
SCR	70-90%	20-30%	zastosowanie w silnikach stacjonarnych, zastosowanie w pojazdach kategorii HDV
Reaktor plazmowy nietermiczny z katalizatorem	50-60%	30%	w fazie badań
Reaktor utleniający	bez zmian	30%	stosowany powszechnie w silnikach ZS
Filtr cząstek stałych	bez zmian	80-90%	stosowany powszechnie w silnikach ZS kategorii LDV i HDV

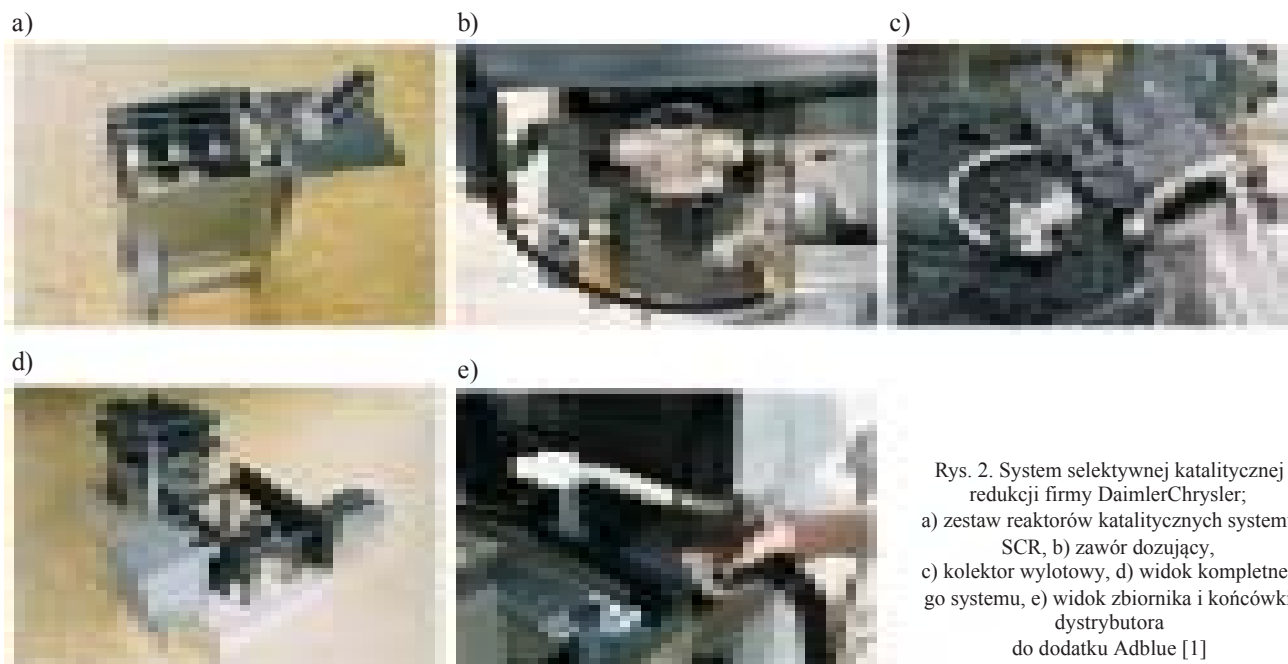
Zalety technologii SCR to:

- znaczne zmniejszenie emisji tlenków azotu – poniżej wymagań normy Euro 5,
- proste czynności konserwacyjne – obliczone na cały okres eksploatacji pojazdu,
- brak wpływu na częstość przeglądów serwisowych i wymiany oleju w pojeździe,
- dostosowanie do wymogów pojazdów o dużej mocy; nie ma potrzeby wyposażania silnika w dodatkowe układy smarujące lub chłodzące, co może być niezbędne w przypadku zastosowania innych technologii,
- zapewnienie największej oszczędności paliwa spośród wszystkich rozwiązań opracowanych w aspekcie dostosowania do norm Euro 5/6.

W silnikach pracujących w ustalonych warunkach pracy, mamy do czynienia ze znaczną redukcją emisji NO_x, podczas osiągnięcia temperatury aktywacyjnej katalizatora. Wysoki stopień selektywności katali-



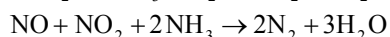
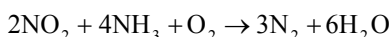
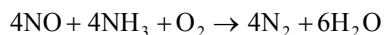
Rys. 1. Ograniczanie emisji tlenków azotu i cząstek stałych dzięki zastosowaniu technologii recyrkulacji spalin i katalitycznej redukcji w świetle przepisów toksyczności spalin [1]



Rys. 2. System selektywnej katalicznej redukcji firmy DaimlerChrysler; a) zestaw reaktorów katalicznych systemu SCR, b) zawór dozujący, c) kolektor wylotowy, d) widok kompletnego systemu, e) widok zbiornika i końcówki dystrybutora do dodatku Adblue [1]

róbki spalin wylotowych – po raz pierwszy technologię tę zintegrowano w fazie projektowania silników o zapłonie samoczynnym.

Po wielu latach badań i testów praktycznych DaimlerChrysler zdecydował się na kontynuowanie prac nad technologią SCR pozwalającą na redukcję emisji tlenków azotu. Podstawową zasadą SCR jest to, że tlenki azotu podlegają przekształceniu w nietoksyczny azot i parę wodną w reaktorze katalicznym, wykorzystującym amoniak jako reduktor:



Ponieważ jednak amoniak jest substancją niebezpieczną, a co za tym idzie, zakres jego zastosowania w transporcie drogowym jest ograniczony, w pojazdach użytkowych stosuje się nietoksyczny, bezwonny, wodny roztwór mocznika. Roztwór ten nosi nazwę AdBlue (32,5% roztwór mocznika [3]). Przechowywany w odrębnym zbiorniku roztwór AdBlue, jest dozowany w ilości proporcjonalnej do strumienia gorących spalin, w którym podlega hydrolizie do postaci amoniaku. Zużycie AdBlue wynosi cztery procent zużycia oleju napędowego dla BlueTec 4 (spełnienie norm emisji Euro 4) oraz około sześć procent dla BlueTec 5 (spełnienie norm emisji Euro 5). Europejska infrastruktura dystrybucji AdBlue jest obecnie w trakcie tworzenia na ogólnodostępnych stacjach benzynowych [1]. Aby wyeliminować pomyłki, korek wlewu i końcówka dystrybutora do tankowania dodatku AdBlue mają inną średnicę (rys. 2).

Firmy spedycyjne mają możliwość przygotowania planu transportowego z uwzględnieniem miejsc umożliwiających uzupełnienie dodatku. Na stronie www.findadblue.com opracowanej przez koncern Michelin istnieje serwis, za po-

mocą którego jest możliwe zdefiniowanie położenia pojazdu na terenie Europy i wyświetlenie aktualnej mapy z zaznaczonymi miejscami sprzedaży dodatku (rys. 3).



Rys. 3. Przykładowa mapa sprzedaży dodatku AdBlue w Poznaniu

Literatura i zdjęcia:

- [1] Materiały informacyjne firmy DaimlerChrysler Automotive Polska, 2005.
- [2] www.findadblue.com.
- [3] www.brenntag.pl.
- [4] Krishnan R., Tarabulski T.J.: Economics of Emission Reduction for Heavy Duty Trucks. DieselNet Technical Report, January 2005.

dr inż. Paweł FUĆ

Aktualności

Silniki Roku 2006

Specjaliści z 29 krajów przeprowadzili ocenę najlepszych silników wprowadzonych do produkcji w 2006 roku. W poszczególnych kategoriach wybrano silniki:

Silnik Roku 2006:

1. BMW 5,0 V10 (po raz drugi)
2. Volkswagen 1,4 TSI
3. BMW 3,0 d (po raz drugi)

Nowy Silnik Roku:

1. Volkswagen 1,4 TSI
2. Toyota 3,5 V6 Hybrid (GS 450h)
3. Chevrolet 7,0 V8

Ekonomiczny Silnik Roku

1. Toyota Hybrid 1,5
2. Honda Hybrid 1,3 IMA
3. Fiat-GM Diesel 1,3

Sportowy Silnik Roku

1. BMW 5,0 V10
2. Ferrari 4,3 V8
3. Mercedes AMG 6,0 bi-Turbo

W kategoriach pojemności:

do 1,0 dm³: Honda Hybrid 1,0 IMA
 1,0–1,4 dm³: Volkswagen 1,4 TSI
 1,4–1,8 dm³: Toyota Hybrid 1,5
 1,8–2,0 dm³: Volkswagen/Audi 2,0 FSI Turbo
 2,0–2,5 dm³: Subaru 2,5 Turbo
 2,5–3,0 dm³: BMW 3,0 d Twin-Turbo
 3,0–4,0 dm³: BMW 3,2
 ponad 4,0 dm³: BMW V10 5,0

Oprac. na podst. www.motogazeta.pl

Silniki o ZI

Nowe silniki ZI do modelu Opel Astra w 2007 roku

Na wystawie samochodowej w Bolonii (grudzień 2006) firma Opel przedstawiła gamę silników przeznaczonych do zastosowania w modelach Astra w 2007 roku. Składa się ona z dwóch silników ZI oraz dwóch silników ZS i obejmuje zakres mocy od 66 do 147 kW. Uzupełnia ją silnik 2,0 Turbo Ecotec o mocy 177 kW.



Dotychczas stosowany dwuzaworowy silnik ZI 1,6 Ecotec (77 kW) uzupełniono nowym silnikiem o zredukowanej masie osiągającym moc 85 kW (115 KM) przy 6000 obr/min oraz maksymalny moment obrotowy 155 N·m przy 4000 obr/min ($N_1 = 53,2 \text{ kW/dm}^3$, $N_c = 21,3 \text{ kW/cyl}$, $p_{e \text{ max}} = 1,22 \text{ MPa}$). W silniku tym zastosowano zmienne,

ciągłe sterowanie faz rozrządu obu wałków pod nazwą *Cam-Phase* w zależności od prędkości obrotowej i obciążenia.

Silnik Ecotec w wersji 1,6 Turbo zastąpi stosowany dotychczas silnik 2,0 dm³ o mocy 125 kW. Nowy silnik rozwija moc 132 kW (180 KM) przy 6000 obr/min i maksymalny moment obrotowy 230 N·m w zakresie prędkości obrotowej 1980–5500 obr/min ($N_1 = 82,5 \text{ kW/dm}^3$, $N_c = 33 \text{ kW/cyl}$, $p_{e \text{ max}} = 1,81 \text{ MPa}$). Także w tym silniku zastosowano system zmiennych faz rozrządu *Cam-Phase*.

Oprac. na podst. www.all4engineers.com

Nowy silnik Audi/Volkswagen 1,8 TFSI

Na luty 2007 roku zapowiadane jest wprowadzenie do sprzedaży nowego, czterocylindrowego silnika ZI o pojemności 1,8 dm³. Silnik wyposażono w bezpośredni wtrysk paliwa typu FSI oraz turbodoładowanie i osiąga moc 118 kW (160 KM) przy 5700 obr/min, a maksymalny moment obrotowy 250 N·m rozwijany jest w zakresie prędkości 1500–4200 obr/min ($N_1 = 66 \text{ kW/dm}^3$, $N_c = 30 \text{ kW/cyl}$, $p_{e \text{ max}} = 1,76 \text{ MPa}$).



Koncepcja silnika oparta jest na konstrukcji 2,0 TFSI (162 kW) zaprezentowanej w 2005 roku, ale została ona wykorzystana do całkowicie nowego silnika, który ma zapoczątkować nową rodzinę silnikową. W stosunku do wersji poprzedniej zwiększono ciśnienie wtrysku paliwa ze 110 na 150 bar. Wtrysk paliwa odbywa się przez wtryskiwacze sześciotworkowe, które mają zapewniać równomierny rozkład mieszanki w przestrzeni spalania. Razem z systemem elektronicznego sterowania silnikiem i z układem doładowania zakresowego uzyskano bardzo dobrą równomierność pracy i niewielki poziom drgań.

Oprac. na podst. *AutoŚwiat* nr 1/2007, www.all4engineers.com

Silnik VW/Audi FSI 3,6 dm³

Firma Audi rozszerzyła swój program produkcyjny o silnik V6 z wtryskiem bezpośrednim typu FSI o pojemności 3,6 dm³. Silnik rozwija moc maksymalną 206 kW (280 KM) przy prędkości obrotowej 6200 obr/min oraz moment maksymalny



360 N·m w zakresie prędkości 2500–5000 obr/min ($N_1 = 57$ kW/dm³, $N_c = 34$ kW/cyl, $p_{e \max} = 1,26$ MPa).

Blok silnika wykonano z żeliwa szarego, a kąt rozwidlenia rzędów cylindrów wynosi 10,6°, co powoduje, że jednostka jest bardzo zwarta. Napęd rozrządu odbywa się poprzez dźwigienkę rolkową z hydrauliczną kompensacją luzu zaworowego, co zapewnia istotną redukcję strat tarcia. Wałki rozrządu wyposażono w płynną regulację faz rozrządu i napędzane są za pośrednictwem łańcucha.

Oprac. na podst. www.all4engineers.com

Wtrysk bezpośredni w silnikach PSA i BMW

W grudniu 2006 roku koncerny BMW i PSA Peugeot-Citroën poinformowały o podpisaniu porozumienia o współpracy w zakresie produkcji czterocylindrowych silników ZI z wtryskiem bezpośrednim. Głównym celem są prace nad zmniejszeniem zużycia paliwa i emisji CO₂. Porozumienie przewiduje wspólne prace nad rozwojem rodziny silników o pojemności 1600 cm³ i mocach od 55 kW do 128 kW (75–175 KM). Można przypuszczać, że swą konstrukcją będzie nawiązywał do zaprezentowanego w 2001 roku przez grupę PSA silnika typu HPI (*Haute Pression Injection*), który jednak wkrótce wycofan ze sprzedaży, oraz będzie zawierał pochodzący z BMW system płynnego sterowania fazami rozrządu pozwalający na rezygnację z regulacji obciążenia silnika przepustnicą. Nowy silnik będzie stosowany w modelach samochodu Mini (BMW) oraz małych pojazdach Peugeot i Citroën.



Oprac. na podst. www.psa.com.fr; www.all4engineers.com

Silnik Lexus LS 460

W grudniu 2006 roku firma Lexus przedstawiła nowy silnik o oznaczeniu UR-FSE, który wprowadzono do sprzedaży w Europie na początku 2007 roku. Silnik ten powstał przez powiększenie pojemności skokowej (wcześniej 4,3 dm³) i zawiera wiele nowych lub istotnie przekonstruowanych elementów. Jest to jednostka V8 o pojemności skoko-

wej 4,608 dm³ (S/D = 83/94 mm, odległość osi cylindrów 105,5 mm), wyposażona w cztery zawory na cylinder oraz podwójny układ zmiennych faz rozrządu z napędem elektrycznym, a także układ dolotowy o zmiennej długości. Jest to układ dwuprzepływowy wyposażony w system sterowania ACIS (*Acoustic Control Induction System*), w którym zastosowano moduł regulacyjny z zaworem uchylnym zmieniający długość drogi przepływu zasysanego czynnika w zależności od prędkości obrotowej silnika.

Istotną nowością jest zastosowanie zdwojonego układu wtryskowego typu D-4S, w którym jeden wtryskiwacz umieszczono w kolektorze dolotowym, a drugi bezpośrednio w komorze spalania. W opracowaniu systemu uczestniczyły firmy Yamaha i Denso. Jego zastosowanie umożliwiło zwiększenie stopnia sprężania do 11,8, a proporcje podziału dawki między wtryskiwaczami są zmienne w zależności od warunków pracy (na małych obciążeniach tylko wtrysk do przewodu dolotowego).



Silnik rozwija moc 280 kW (380 KM) oraz maksymalny moment obrotowy 493 N·m przy 4100 obr/min ($N_1 = 60,6$ kW/dm³, $N_c = 35$ kW/cyl, $p_{e \max} = 1,34$ MPa).



Mimo powiększenia pojemności skokowej masa silnika pozostała na takim samym poziomie dzięki zastosowaniu aluminiowego odlewu



ciśnieniowego kadłuba cylindrów i stopu magnezowego na pokrywę głowicy. Głowicę czterozaworową wykonano ze stopu lekkiego i zawiera daszkowe komory spalania. Podwójne zawory dolotowe zapewniają względnie mały przekrój przepływowy w celu zwiększenia prędkości napływu świeżego czynnika i jego zawirowania.

Wałek rozrządu wykonano modułowo; łożyskowanie i krzywki wykonane są niezależnie. Do szczególnych cech silnika należą także polerowane powierzchnie ślizgowe wału korbowego i łożysk korbowodowych. Jak podaje producent, układ rozrządu ze zmiennymi fazami jest pierwszym na świecie układem sterowanym elektronicznie i ma lepsze właściwości od układów sterowanych hydraulicznie, szczególnie podczas zimnego rozruchu silnika.

Podobną konstrukcję zastosowała firma Lexus w silniku 2GR-FSE zastosowanym w pojeździe IS350 i innych modelach Toyoty.

Oprac. na podst. www.all4engineers.com

Silnik motocyklowy ze zmiennym rozrząd dem



Firma Suzuki zaproponowała nowy silnik motocyklowy ze zmiennymi fazami rozrządu. Jest to sześciocyndrowa jednostka o pojemności 1100 cm³ z dwoma wałkami rozrządu w głowicy, z chłodzeniem wodnym, umieszczona poprzecznie do kierunku jazdy. Optymalizacja wymiarowa pozwoliła na zmniejszenie silnika do wymiarów zewnętrznych silnika czterocyndrowego.

Suzuki przedstawiła również dwucylindrowy silnik doświadczalny o pojemności 650 cm³, w którym zastosowano układ rozrządu z krzywkami przestrzennymi pozwalającymi na płynną zmianę skoku zaworów i faz rozrządu. Rozwiązanie to pozwala na praktyczną realizację tzw. obiegu Millera, który umożliwia obniżenie strat dławienia przez likwidację przepustnicy dławiącej w przewodzie dolotowym i zwiększenie wysilenia silnika dzięki wewnętrznemu chłodzeniu ładunku przez wcześniejsze zamknięcie zaworów dolotowych i częściowe rozprężanie ładunku. Przestrzenne krzywki umieszczone na wałku są przesuwane z wykorzystaniem elektronicznego układu sterującego i mogą przyjmować jedno z wielu położeń, zmieniając w sposób ciągły skok zaworów i fazy rozrządu.

Oprac. na podst. www.all4engineers.com

Silniki o ZS z wtryskiem bezpośrednim

Zmodernizowane silniki HDi koncernu PSA

Koncern PSA rozszerzył swoją ofertę o nową wersję silnika ZS z wtryskiem bezpośrednim typu 2,2 HDi. Silnik wyposażono w filtr cząstek stałych FAP i rozwija moc 127 kW (173 KM) przy 4000 obr/min ($N_1 = 60$ kW/dm³, $N_c = 32$ kW/cyl). Jednostkę zaprojektowano w ramach współpracy PSA Peugeot Citroën i Ford Motor i jest wytwarzana w zakładach Tremery we Francji; w ramach tej współpracy od 2002 roku wyprodukowano ponad 4 mln jednostek.

Silnik wyposażono w system wtrysku bezpośredniego typu *common rail* oraz system doładowania zakresowego składający się z dwóch turbosprężarek pracujących w trybie szeregowym lub równoległym, pozwalający na uzyskanie stałego ciśnienia doładowania w szerokim zakresie prędkości obrotowej. Podobne rozwiązanie zastosowały w ostatnim czasie także firmy BMW (model 335) i Opel (CDTi). W zależności od wariantu mocy stosowane są turbosprężarki o stałej lub zmiennej geometrii (VGT). Silnik 2,2 HDi spełnia wymagania normy Euro IV dotyczące emisji spalin. Silnik ma stopień sprężania 17,5. System wtrysko-

wy zapewnia możliwość wtrysku 5 dawek na 1 cykl, a strategia ich wtrysku jest zmienna i sterowana elektronicznie.

Dla zmniejszenia emisji NO_x silnik wyposażono w elektronicznie sterowaną recyrkulację spalin z ich zewnętrznym chłodzeniem wodnym. Silnik określa się jako całkowicie pozbawiony emisji zadymienia.

W grupie silników HDi grupa PSA opracowała wspólnie z koncernem Ford (Jaguar) także silnik V6 o pojemności skokowej 2720 cm³, który rozwija moc 153 kW (208 KM) przy prędkości obrotowej 4200 obr/min oraz maksymalny moment obrotowy $M_o = 440$ N·m przy 1900 obr/min ($N_1 = 56$ kW/dm³, $N_c = 26$ kW/cyl, $p_{e\max} = 2,03$ MPa). Podobnie jak w silniku 2,2 zastosowano system doładowania zakresowego z dwoma turbosprężarkami ze zmienną geometrią. System wtryskowy *common rail* umożliwia zasilanie wielofazowe.

Razem z 16-zaworowym silnikiem o pojemności 1,4 dm³ ($N_e = 50$ kW/4000 obr/min, $M_o = 150$ N·m przy 1750 obr/min, $N_1 = 36$ kW/dm³, $N_c = 13$ kW/cyl, $p_{e\max} = 1,35$ MPa) oraz silnikiem o pojemności 1,56 dm³ ($N_e = 80$ kW przy 4000 obr/min, $M_o = 150$ N·m przy 1750 obr/min, $N_1 = 51,5$ kW/dm³, $N_c = 20$ kW/cyl, $p_{e\max} = 1,93$ MPa) koncern PSA zajmuje pozycję głównego dostawcy samochodowych silników ZS w Europie z 30-procentowym udziałem w rynku pojazdów, spełniających wymagania emisji poniżej 120 g/km dwutlenku węgla.

Silniki HDi mają stać się podstawowym składnikiem napędów hybrydowych grupy PSA od 2010 roku. Celem stawianym tym rozwiązaniom jest zredukowanie zużycia paliwa do 3,4 dm³/100 km oraz zmniejszenie emisji CO₂ poniżej poziomu 90 g/km.

Oprac. na podst. www.psa.com.fr

Nowe silniki ZS w samochodach Opel Astra

Jak wspomniano firma Opel wymienia gamę silników w modelach Astra w 2007 roku. W zakresie silników ZS zastosowano jednostki 1,7 CDTI-Ecotec o mocach 81 i 92 kW, które osiągają maksymalny moment obrotowy odpowiednio 260 i 280 N·m przy 2300 obr/min. Wartości wskaźników porównawczych obu silników są następujące: $N_1 = 48$ kW/dm³, $N_c = 20$ kW/cyl, $p_{e\max} = 1,9$ MPa oraz $N_1 = 55$ kW/dm³, $N_c = 23$ kW/cyl, $p_{e\max} = 2,1$ MPa. Silniki te zastąpią stosowany dotychczas silnik 1,9 CDTi w wersjach 74 i 88 kW.

Oprac. na podst. www.all4engineers.com

Nowy silnik V12 firmy Audi

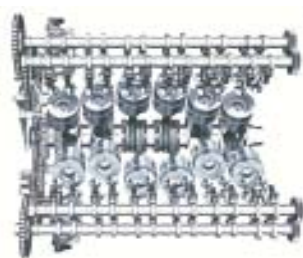
We wrześniu 2006 roku Audi przedstawiło nowy silnik V12 typu TDI przeznaczony do seryjnego samochodu użytkowego Audi Q7. Jego konstrukcja pochodzi od silnika V10 TDI R10 zastosowanego w samochodzie wyczynowym formuły Grand Prix i stanowi uzupełnienie dotychczasowej gamy silników V6, V8 i V10.

Przedstawiony silnik ma 5,934 dm³ pojemności skokowej, rozwija moc 368 kW (500 KM) i maksymalny moment obrotowy 1000 N·m w zakresie prędkości obrotowej 1750–3000 obr/min ($N_1 = 62$ kW/dm³, $N_c = 30$ kW/cyl, $p_{e\max} = 2,1$ MPa). Nowy silnik ma kąt rozwidlenia między



rzędami cylindrów wynoszący 60°, podczas gdy w silniku R10 wynosił on 90°. Dzięki zmniejszeniu kąta uzyskano redukcję swobodnych sił bezwładności i momentów masowych, a w rezultacie poprawę równomierności pracy.

Wymiary główne silnika są podobne jak w wersji 3,0 TDI: średnica cylindra wynosi 83,0 mm, a skok tłoka 91,4 mm.



Jednostka ma długość 684 mm i jest zaledwie o 166 mm dłuższa od wersji V8 TDI. Kadłub wykonano z żeliwa szarego ze strukturą grafitową GJV-450, który wykazuje większą sztywność i odporność zmęczeniową od żeliwa

tradycyjnego. Pozwoliło to na zmniejszenie grubości ścianek kadłuba i zmniejszenie masy o ok. 15%.

Wał korbowy jest kuty ze stopu chromowo-molibdenowego i osadzony na łożyskach podpartych na mostkach z żeliwa sferoidalnego.

Silnik wyposażono w układ wtryskowy typu *common rail*, a dwutłoczkowa pompa zasilająca umożliwia uzyskanie ciśnienia 2000 bar. Układ doładowania złożony z dwóch turbosprężarek zapewnia ciśnienia doładowania do 2,6 bar i umożliwia uzyskanie dużego momentu obrotowego w szerokim zakresie prędkości obrotowej już od 1750 obr/min.

Oprac. na podst. www.all4engineers.com

Silnik TDI z systemem SCR

Do studyjnego modelu Tiguan Volkswagen zaproponował unowocześniony czterocylindrowy silnik typu TDI z dodatkowym oznaczeniem Clean. Jednostka ta będzie wyposażona w nowy układ wtryskowy typu *common rail* oraz system SCR (*Selective Catalytic Reduction*) polegający na dodawaniu mocznika do spalin, który pozwoli na znaczne obniżenie emisji tlenków azotu. W ten sposób mogą zostać spełnione normy amerykańskie Bin5 (Kalifornia, Massa-

chusetts, New York, Vermont i Maine), co umożliwi sprzedaż samochodów Volkswagen na tym rynku od 2008 roku.

Oprac. na podst. *AutoŚwiat* nr 50/2006, www.all4engineers.com

Dośadowanie

Nowoczesna sprężarka

Podczas wystawy Engine Expo w Stuttgarcie zaprezentowano nowoczesną dwubiegową sprężarkę skonstruowaną oraz wyprodukowaną przez firmę Antonov. Działanie tego systemu zademonstrowano w praktyce na torze wyścigowym Zandvoort w Holandii w dwóch samochodach: Ford Mustang i Mercedes. Mechaniczny moduł firmy Antonov pozwala sprężarce na lepszą współpracę z silnikiem. Podczas wolniejszej jazdy samochodem sprężarka pracuje na wyższych prędkościach obrotowych, aby zapewnić lepszy stopień doładowania oraz duży moment obrotowy.



Firma Antonov zamierza początkowo produkować 10 tysięcy jednostek rocznie, lecz w planach jest zwiększanie produkcji o 4 tysiące każdego roku przez następne 3 lata.

Oprac. na podst. www.motogazeta.pl

Turbosprężarka Twin-Scroll w silniku Peugeotota

W nowym silniku Peugeotota typu THP (*Turbo High Pressure*) o zapłonie iskrowym z wtryskiem bezpośrednim benzyny zastosowano sprężarkę Twin-Scroll. Silnik o pojemności 1,598 dm³ wyposażono w zmienne fazy rozrządu i rozwija moc 110 kW (150 KM); jest to pierwsza jednostka powstała we współpracy koncernu PSA z BMW. Wykazuje



ona następujące wskaźniki pracy: $N_l = 69 \text{ kW/dm}^3$, $N_c = 28 \text{ kW/cyl}$, $p_{e \text{ max}} = 1,9 \text{ MPa}$.

Jest to pierwszy silnik, który ma spełniać określone przez producentów europejskich wymaganie obniżenia do 2008 roku średniej emisji CO_2 przez produkowany park samocho-

dowy do poziomu 140 g/km ; obecnie wartość ta dla samochodów produkcji francuskiej przy zużyciu paliwa $7 \text{ dm}^3/100 \text{ km}$ wynosi 166 g/km .

W silniku THP zastosowano dwutłoczkową pompę wtryskową Bosch zapewniającą ciśnienie wtrysku 120 bar . Po raz pierwszy w tej klasie pojemności silnika zastosowano turbosprężarkę Twin-Scroll firmy BorgWarner. Skrzynia wlotowa turbiny dzielona jest w niej na dwa kanały spiralne, z których jeden zasilany jest spalinami z cylindrów parzystych, a drugi – nieparzystych. Oba kanały połączone są niewielką objętością bezpośrednio przed wirnikiem turbiny. Rozwiązanie to stanowi odmianę znanego wcześniej doładowania pulsacyjnego i zapewnia zarówno szybką reakcję na zmianę obciążenia silnika, jak i duży moment obrotowy wynoszący $150 \text{ N}\cdot\text{m}$ już od prędkości obrotowej 1000 obr/min , a $240 \text{ N}\cdot\text{m}$ od 1400 obr/min . Turbosprężarka obraca się z prędkością $220\,000 \text{ obr/min}$ i zapewnia ciśnienie doładowania $0,8 \text{ bar}$, które jest utrzymywane z wykorzystaniem regulacji upustowej. W układzie dolotowym umieszczono chłodnicę powietrza doładowanego.

W układzie rozrządu OHC umieszczono dwa wałki napędzane łańcuchem wyposażone w system regulacji faz rozrządu zaworów dolotowym z regulacją bezstopniową VVT (*Variable Valve Timing*). Więcej szczegółów konstrukcyjnych i technologicznych zawiera podane źródło.

Oprac. na podst. www.all4engineers.com

Upust powietrza w doładowaniu dwustopniowym

Firma BorgWarner Turbo & Emissions Systems opracowała system dwustopniowej regulacji doładowania R2S dla silnika samochodu Mercedes Sprinter. Regulacja odbywa się bezstopniowo po stronie dolotowej i wylotowej. W układzie zastosowano szeregowo połączone dwie turbosprężarki o różnej wielkości, mniejszą dla niższego zakresu ciśnienia doładowania, większą – dla wyższego. W większej turbosprężarce zastosowano regulację ciśnienia doładowania w celu zabezpieczenia układu przed chwilowym jego obniżeniem.

System obecnie wyposażono w dodatkowy zawór upustowy powietrza doładowanego z funkcją samoregulacji, zastępując zawór sterowany siłownikiem podciśnieniowym. Rozwiązanie to jest prostsze i oszczędniejsze, ale zwiększa swobodę w rozmieszczeniu elementów konstrukcyjnych.

Doładowanie typu R2S firmy BorgWarner wcześniej zastosowano w silniku MAN TGL, a także w silniku BMW 535d; obecnie zostało wykorzystane w silniku $2,2 \text{ dm}^3$ sa-



mochodu Mercedes. Pozwoliło to na zwiększenie jego momentu obrotowego do $330 \text{ N}\cdot\text{m}$ w zakresie $1200\text{--}2400 \text{ obr/min}$ przy jednoczesnym spełnieniu normy Euro IV, oraz zastąpienie silnika CDI $2,7 \text{ dm}^3$ silnikiem o mniejszej pojemności skokowej $2,2 \text{ dm}^3$.

Oprac. na podst. www.all4engineers.com

Osprzęt

Tłoki firmy Mahle do silników ZS

Firma Mahle opracowała tłoki z aluminium do silników ZS stosowanych w pojazdach dostawczych. Wykonane są ze stopu lekkiego Mahle 174+, mają chłodzące wkładki i umożliwiają pracę do wartości ciśnienia w cylindrze 200 bar . Dzięki chłodzeniu temperatura na ściankach komory w tłoku może zostać obniżona o ok. 30°C . Przeprowadzone próby wykazały małe wartości zużycia oleju oraz przedmuchu gazów do skrzyni korbowej (*blow-by*).

Przy opracowywaniu konstrukcji wykorzystane zostały doświadczenia firmy w produkcji takich tłoków do silników samochodów osobowych od 1997 r.

Oprac. na podst. www.all4engineers.com



Nowe świece żarowe Boscha

Produkowane przez firmę Bosch nowe świece żarowe dla silników wysokoprężnych nagrzewają się do temperatury 1000°C w czasie krótszym niż dwie sekundy. O nowoczesności rozwiązania świadczy też temperatura żarzenia wynosząca do 1300°C , która jest wyższa niż w świecach standardowych o ok. 30% . Element grzewczy tych świec wykonano z materiału ceramicznego oraz formowalnej rurki metalowej. Świece wykazują zwiększoną odporność na uszkodzenia mechaniczne dzięki opatentowanemu systemo-

wi *Flexible Design*, zapobiegającemu uszkodzeniu w przypadku złego montażu. Ceramiczne wykonanie zapewnia świecom przede wszystkim wysoką odporność cieplną, a także większą żywotność.

Starsze świece typu Duraterm wykonane z metalu wymagają w identycznych warunkach dłuższego czasu nagrzewania ok. 5 sekund. Szybsze nagrzewanie się świecy powoduje zmniejszenie charakterystycznego hałasu wydobywającego się podczas pracy zimnego silnika. W konsekwencji występuje również zmniejszenie poziomu emitowanych zanieczyszczeń.



Lepsze parametry nowych świec mogą być szczególnie ważne podczas rozruchu i pracy zimnego silnika. Pierwsze niskonapięciowe świece Bosch pojawiły się już w modelach firmy Renault.

Oprac. na podst. www.bosch.com,
www.motogazeta.pl

Nowa sonda lambda firmy Bosch

Firma Bosch wyprodukowała w tym roku 400 milionów sondę lambda, a niedawno na rynek weszły dwie nowe uniwersalne sondy przeznaczone do najnowszych samochodów. Nowoczesne silniki, które działają w technologii wtrysku bezpośredniego pozwalają na zmniejszenie zużycia paliwa przy wyraźnie zmniejszonej emisji związków toksycznych, pod warunkiem jednak odpowiedniej korekcji współczynnika nadmiaru powietrza λ prowadzonej w oparciu o wskazania czujnika stężenia tlenu.

W tym roku na rynku pojawiły się dwie nowe sondy firmy Bosch. Wykonano je w technice planarnej i przeznaczo-



czono do samochodów nowej generacji. Umieszczone tuż za reaktorem katalitycznym będą wykorzystywane jako sondy regulujące będące częścią systemu diagnostyki pokładowej EOBD.

Oprac. na podst. www.bosch.com,
www.motogazeta.pl

Laserowy zapłon

Grupa naukowców z Colorado State University w Stanach Zjednoczonych opracowała metodę, która może umożliwić zastąpienie tradycyjnych przewodów zapłonowych. Skonstruowane przez nich wtyczki laserowe mogą zwiększyć wydajność jednostki napędowej przez zwiększenie energii zapłonowej, wykazując jednocześnie większą odporność na zabrudzenie w porównaniu do układu konwencjonalnego.

Wtyczki działają na zasadzie transmisji wiązki podczerwonego światła laserowego w drążonej rurce z włókna szklanego wypełnionej helem, który zapobiega rozproszeniu promieni. Gdy wiązka dociera do końca drucika, kierowana jest w jeden punkt wewnątrz cylindra silnika, powodując natychmiastowy zapłon mieszanki paliwowo-powietrznej. Do tej pory wykazano, że intensywna energia pochodząca z wiązki laserowej może współpracować z silnikiem, który jest zasilany gazem CNG. Dalszym celem jest rozszerzenie stosowania na wszystkie dostępne na rynku paliwa.

Stosowanie wiązki promieniowania z lasera umożliwiła wykorzystanie jej w celach diagnostycznych, gdyż każde zaburzenie w jej intensywności wskazywałoby na wystąpienie niesprawności w układzie spalania.

Oprac. na podst. www.motogazeta.pl

Zawory recyrkulacji spalin (EGR) firmy Delphi

Delphi wprowadza na rynek nową rodzinę zaworów recyrkulacji spalin (EGR) uzupełnioną o dwa rodzaje przeznaczone dla samochodów marek Peugeot, Citroën, Fiat i Lancia. Zawory te uzupełniają ofertę firmy w zakresie elektroniki samochodowej, która obecnie obejmuje: sondy lambda, cewki zapłonowe, moduły zapłonu i czujniki.

Firma Delphi wytwarza zawory EGR przeznaczone na rynek OEM i rynek części zamiennych w dwóch zakładach produkcyjnych w Polsce (Błonie k/Warszawy) i w Portugalii. Wszystkie zawory EGR przeznaczone na rynek części zamiennych są aktualnie stosowane w silnikach benzynowych Opel/Vauxhall, PSA, Fiat i Lancia. Stosowanie zaworów EGR



przez producentów pojazdów w ciągu ostatniej dekady znacznie wzrosło ze względu na wpływ recyrkulacji spalin na obniżenie temperatury spalania o kilkaset stopni, co pomaga zmniejszyć emisję powstających w silniku tlenków azotu.

Oprac. na podst. www.delphi.com,
www.motogazeta.pl

Pompa powietrza dodatkowego do układu wylotowego

Firma BorgWarner opracowała nową pompę typu 1000-T3 służącą do dostarczania dodatkowego powietrza do dopalania spalin przed reaktorem katalitycznym. W porównaniu do rozwiązań dotychczasowych pompa ma większą

wydajność oraz bardziej zwartą budowę i mniejszą masę. Zastosowano w niej silnik elektryczny o większej prędkości obrotowej oraz zmienioną geometrię wirnika i obudowy.

Pompa pozwala na dostarczenie dodatkowego powietrza w czasie zimnego rozruchu i dopalenie niespalonych węglowodorów i tlenku węgla. Zmniejsza również czas potrzebny na nagrzanie katalizatora. Pompa nowego typu planowana jest do sprzedaży od 2010 r.

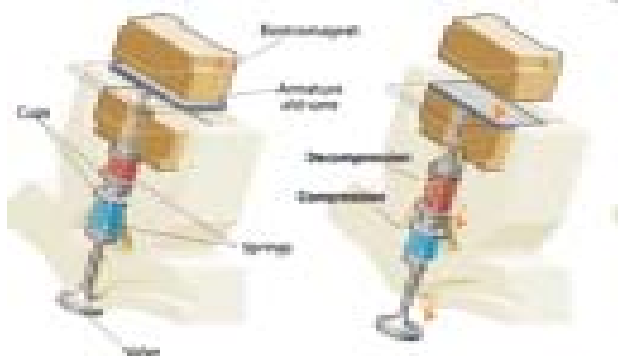
Oprac. na podst. www.all4engineers.com

Firma Valeo wprowadza rozrz' d elektromagnetyczny

Pod koniec listopada 2006 roku firma Valeo zaprezentowała na torze doświadczalnym w Mortefontaine (Francja) system elektromagnetycznego sterowania zaworami EVA (*Electromagnetic Valve Actuation*), który umożliwia pracę silnika bez wałków rozrz'adu. Zast'opiono je siłownikami umieszczonymi bezpośrednio nad zaworami i mog' nimi sterować niezależnie.

Zasada działania opiera się na systemie mas drgających, w którym dwie cewki elektromagnetyczne zamiennie otwierają lub zamykają zawory. Proces przestawiania zaworu wywołują dwie sprężyny, które są zamontowane z napięciem wstępnym.

System może być wykonany jako całkowicie bezkrzywkowy lub częściowy – z elektromagnetycznym sterowaniem tylko zaworów dolotowych. Sterowanie siłownikami odbywa się w układzie VCU (*Valve Control Unit*) sprzężonym z układem sterowania silnikiem ECU (*Electronic Control Unit*), wyposażonym w 32-bitowy procesor na każde



4 zawory oraz własny system chłodzenia do temperatury nie wyższej niż 105°C.

Według podanych informacji system sterowania rozrz'adem, dzięki możliwości optymalnego sterowania oraz wyłączenia cylindrów, umożliwia obniżenie zużycia paliwa i emisji związków toksycznych o ok. 15–20% i wzrost maksymalnego momentu obrotowego przy małych prędkościach obrotowych o ok. 20%. Uruchomienie seryjnej produkcji zapowiedziano na 2009 rok.

Oprac. na podst. www.all4engineers.com,
www.valeo.com

System zmiennego rozrz'adu firmy Audi

W październiku 2006 roku Audi zapowiedziało rozszerzenie gamy silników ZI V6 o wersję 2,8 FSI. Silnik rozwija moc 154 kW (209 KM), a maksymalny moment obrotowy 280 N·m uzyskuje w zakresie 3000–5000 obr/min ($N_1 = 55 \text{ kW/dm}^3$, $N_c = 26 \text{ kW/cyl}$, $p_{e,max} = 1,26 \text{ MPa}$). Nowością techniczną tego silnika jest zastosowanie nowo konstruowanego systemu zmiennego skoku zaworów. Pozwala on m.in. na zmniejszenia skoku zaworów przy prędkości 140–150 km/h na najwyższych biegach.



Nowy system umożliwia dwustopniowe zmniejszanie skoku zaworów. Do tego celu służy zazębienie wewnętrzne między krzywk' i wałkiem rozrz'adu, które pozwala na osiowe przesunięcie krzywki o 7 mm. Przesunięcie wywołują popychacze uruchamiane siłownikami elektromagnetycznymi. Maksymalny skok zaworów ustalono poprzez dźwignkę rolkową na 11 mm, a minimalny skok wynosi 2,0 mm.

Zastosowanie systemu pozwoliło na obniżenie zużycia paliwa o ok. 7%.

Oprac. na podst. www.all4engineers.com,
www.audi.com

Odpowietrzenie skrzyni korbowej

Firma Mann+Hummel opatentowała nowe rozwiązanie zaworu odpowietrzenia skrzyni korbowej KGE (*Kurbelgehäuse-Entlüftung*). Ma ono charakter zaworu ślimakowego (*Snail valve*), który ma za zadanie optymalizować swoje działanie ze względu na wymiary, straty dławienia i zmniejszenie emisji węglowodorów. Służy temu elastomerowa membrana i podwójna funkcja spiralnej sprężyny: czujnika

Silnik hybrydowy firmy Hino

Japońska firma Hino należąca do koncernu Toyoty opracowała napęd hybrydowy pod nazwą Duto Hybrid przeznaczony do swoich pojazdów dostawczych. W napędzie zastosowany czterocyldrowy silnik ZS wyposażony we wtrysk paliwa typu *common rail*, turbosprężarkę o zmiennej geometrii, chłodnicę powietrza doładowanego oraz chłodzoną recyrkulację spalin. Ma także filtr cząstek stałych DPR (*Diesel Particulate Reducing*).



Silnik o pojemności 4,009 dm³ rozwija moc 110 kW (150 KM) przy 3000 obr/min i jest połączony z trzyczylindrowym elektrycznym silnikiem synchronicznym o mocy 23 kW, umieszczonym między silnikiem spalinowym a skrzynią przekładniową. Układ pozwala na osiągnięcie maksymalnego momentu obrotowego 392 N·m przy 1600 obr/min (odpowiada to ciśnieniu użytecznemu 1,23 MPa).

Oprac. na podst. www.all4engineers.com

Silnik o rozdzielonym cyklu roboczym firmy Scuderi

Silniki o rozdzielonym cyklu roboczym (*split-cycle engine*) z oddzielnymi cylindrami do procesu sprężania i spalania znane są od ok. 1900 roku, ale charakteryzowały się małymi wartościami współczynnika napelnienia oraz sprawności cieplnej. W nowym rozwiązaniu firmy Scuderi spróbowano rozwiązać te problemy. Współczynnik napelnienia poprawiono przez odpowiednią konstrukcję zaworów w cylindrach sprężających. Stwierdzono przy tym, że wysoko sprężone powietrze pozwala na wytworzenie dużej burzliwości ładunku w cylindrze roboczym, co przyspiesza rozpylenie i odparowanie wtrysniętego paliwa zwiększając znacznie prędkość spalania. Pozwala to na korzystne ze względu na sprawność cieplną opóźnienie spalania na okres po GMP. Dużą zaletą rozwiązania jest swoboda w kojarzeniu ciśnienia dostarczanego do cylindra powietrza, wielkości dawki i chwili jej doprowadzenia. Spodziewane są także istotne korzyści w odniesieniu do emisji związków toksycznych.



Dotychczasowe badania prowadzone były na silniku ZI dwucylindrowym i silniku ZS sześciocyldrowym. Pierwsza jednostka badawcza jest spodziewana w połowie 2007 roku.

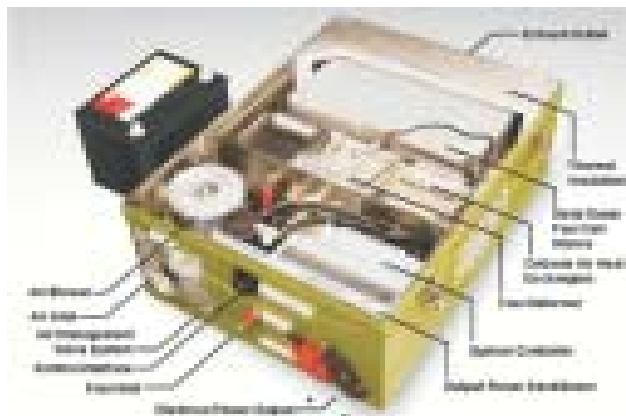
Oprac. na podst. www.all4engineers.com

Ogniwa paliwowe SOFC firmy Delphi

Prowadzony przez firmę Delphi zespół współpracujący z Biurem Paliw Kopalnych (*Office of Fossil Energy*) osiągnął cel I etapu programu SECA (*Solid State Energy Conversion Alliance*) polegający na opracowaniu ogniwa paliwowego typu SOFC.

Ogniwo osiągnęło moc maksymalną 4,24 kW przy zasilaniu metanem oraz maksymalną sprawność 37%. Trwałość ogniwa określono na 7% spadku mocy po 1500 godzinach pracy. Koszt wytwarzania ogniwa ocenia się na 770 USD, a jego wprowadzenie na rynek w wersji modułowej będzie możliwe w 2011 roku.

W opinii Departamentu Energetyki USA ogniwa paliwowe ze stałym utleniaczem (SOFC) stanowią jedną z najbardziej obiecujących dróg rozwoju w dziedzinie urządzeń do sprawnego i czystego wytwarzania energii elektrycznej, przeznaczonych do licznych zastosowań transportowych i stacjonarnych.



Główny problem w upowszechnieniu ogniwi paliwowych stanowi technologia opierająca się na zupełnie nowej klasie wielowarstwowych materiałów ceramicznych. Ponadto bateria ogniwi paliwowych SOFC musi charakteryzować się dużą mocą i małymi wymiarami umożliwiającymi praktyczne zastosowanie, trwałością zapewniającą wiele lat bezawaryjnej pracy oraz opłacalnością zarówno dla producenta i nabywcy.

Po wprowadzeniu relatywnie niewielkich zmian, generatory SOFC może zasilać każde paliwo konwencjonalne i alternatywne – gaz ziemny, konwencjonalne paliwa ropopochodne (benzyna niskosiarkowa, olej napędowy i propan), wysokosiarkowe paliwa wojskowe (w rodzaju JP-8 i paliwa do silników odrzutowych), paliwa odnawialne z biomasy charakteryzujące się niską emisją CO₂ (etanol, metanol i bio – olej napędowy), syntetyczne paliwa płynne produkowane z węgla i gazu ziemnego oraz paliwa inne niż węglowodorowe – np. wodór i amoniak.

Oprac. na podst. www.delphi.com,
www.motogazeta.pl

Wodorowa konferencja

Podczas światowej konferencji poświęconej energii wodorowej firma Renault zaprezentowała rozwiązania najnowszej generacji, które pozwolą na produkowanie wodoru bezpośrednio na pokładzie samochodu, rozwiązując tym samym problem przechowywania go pod wysokim ciśnieniem w zbiornikach kriogenicznych. Od 2002 roku Renault we współpracy z Nissanem i Navara Fuel Cells udoskonala tę koncepcję. Podczas konferencji zaprezentowano jedno z urządzeń systemu – tzw. reformator. Jego zadaniem jest transformacja ciekłego paliwa w gaz wzbogacony w wodór, który jest dostarczany do ogniwa paliwowego. Cały proces odbywa się w kilku etapach. W pierwszym następuje rozbitcie łańcuchów węglowodorowych na pojedyncze molekuly wodoru, wody i węgla. W następnych gaz jest oczyszczany dopóki nie osiągnie wymaganych parametrów.

Za wytwarzanie energii elektrycznej przez mieszanke wodorowo-tlenową odpowiedzialne jest ogniwo paliwowe. Jedynym produktem ubocznym tej reakcji jest woda, która w zamkniętym obiegu powraca do reformatora, gdzie jest niezbędna do jego funkcjonowania. Wytworzona energia elektryczna jest ostatecznie dostarczana do silnika.

By w całym układzie panowała homeostaza potrzebny jest specjalny zbiornik mogący przechowywać różne rodzaje paliwa, które jest w stanie przyjmować reformator. Może on pracować zarówno na benzynie, oleju napędowym oraz etanolu. W takim wypadku kierowca będzie mógł wybrać między najtańszą alternatywą, która zasili silnik.

Oprac. na podst. www.motogazeta.pl

Dwupaliwowy silnik BMW

Firma BMW zapowiada wprowadzenie na rynek modelu 7 Hydrogen. Silnik V12 osiągać będzie prawdopodobnie moc ok. 191 kW (260 KM), a jego specyfika polega na możliwości zasilania zarówno benzyną jak i wodorem. Silnik będzie wyposażony w zmienne fazy rozrządu typu *Valvetronic* oraz układ przestawiacza wałka rozrządu typu *Dop-*

pel-Vanos. Benzyna doprowadzana będzie do komory spalania poprzez wtrysk bezpośredni, natomiast doprowadzenie wodoru będzie następować do kolektora dolotowego.

Układ sterowania zaworami dolotowymi oraz całym silnikiem musi spełniać wymogi dokładnego dozowania wodoru w zależności od warunków pracy silnika. Wymaganie to jest szczególnie ostre ze względu na 10-krotnie większą prędkość spalania mieszanki wodorowo-tlenowej niż konwencjonalnej mieszanki benzynowej.

Zapowiadany silnik o pojemności 6,0 dm³ ma rozwijać moc 191 kW i osiągać maksymalny moment obrotowy 390 N·m przy 4300 obr/min zarówno przy zasilaniu benzyną jak i wodorem ($N_l = 32 \text{ kW/dm}^3$, $N_c = 16 \text{ kW/cyl}$, $p_{e, \max} = 0,82 \text{ MPa}$).

W ocenie emisji związków toksycznych przy zasilaniu wodorem należy zwrócić uwagę głównie na emisję tlenków azotu. Jej obniżenie wymaga zmiany składu mieszanki λ na większy od 1,2 oraz zastosowanie reaktora trójfunkcyjnego. Aby zminimalizować emisję węglowodorów i tlenku węgla silnik jest uruchamiany i rozgrzewany w trybie pracy zasilania wodorem.

Zbiornik benzyny o pojemności 74 dm³ oraz 8 kilogramowy zbiornik ciekłego wodoru zapewniają przebieg od 200 do 500 km. Zbiornik wodoru ma podwójne ścianki o grubości 2 mm między którymi znajduje się warstwa izolacyjna o grubości 3 mm.

Oprac. na podst. www.gazeta.pl

Ośrodki badawcze

Nowoczesne silniki BMW dla Politechniki Warszawskiej

BMW Polska postanowiło rozpocząć współpracę z wydziałami uczelniami technicznymi w Polsce. Na Wydział Samochodów i Maszyn Roboczych Politechniki Warszawskiej przekazano cztery silniki BMW przeznaczone do celów dy-



daktycznych. Są to jednostki benzynowe, sześciocyldrowe, rzędowe o pojemności 2996 dm³ i mocy 190 kW (258 KM). Sześciocyldrowa rzędowa jednostka BMW jest zaliczana do najnowocześniejszych silników na świecie i jest laureatem nagrody *International Engine Award*.

Oprac. na podst. www.motogazeta.pl,
www.all4engineers.com

Książki silnikowe

Books on combustion engines

ARCHIWUM SPALANIA

Red. A. Teodorczyk, Wyd. Polski Instytut Spalania,
Vol. 6, Nr 1-4, Warszawa 2006.

Nowy zeszyt kwartalnika zawiera omówienie i badania zagadnień dotyczących procesu samozapłonu, zapłonu i spalania kropli biooleju, turbulentnego spalania dyfuzyjnego oraz efektów cieplnych i ekologicznych spalania mieszanek olejów roślinnych i mineralnych.



TENDENCJE ROZWOJOWE SILNIKÓW SPALINOWYCH O ZAPŁONIE SAMOCZYNNYM

J. Mysłowski, J. Mysłowski
Wydawnictwo Autobusy, Radom, rok. wyd. 2006, str. 101.

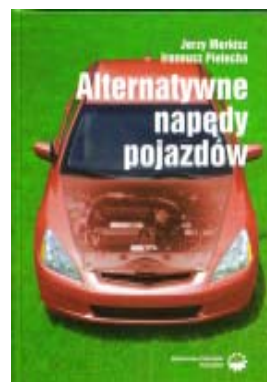
Skrypt jest przeznaczony dla studentów studiów zawodowych i magisterskich na kierunkach Transport oraz Mechanika i Budowa Maszyn. Omówiono w nim zagadnienia dotyczące tendencji rozwojowych w silnikach o zapłonie samoczynnym ze szczególnym uwzględnieniem rozwoju systemów doladowania, w tym: turbodoladowania, doladowania kombinowanego i doladowania mechanicznego. Rozważono także problemy rozruchu silników zasilanych olejami roślinnymi, recykulacji spalin oraz toksyczności spalin. Podano zasady oceny elastyczności silnika.



ALTERNATYWNE NAPĘDY POJAZDÓW

J. Merkisz, I. Pielecha
Wydawnictwo Politechni Poznańskiej, rok wyd. 2006, str. 304.

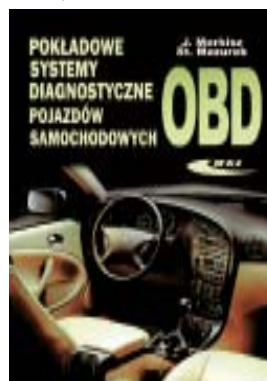
W książce omówiono: rozwój paliw alternatywnych (gazowych węglowodorowych, alkoholi oraz wodoru), sposoby ich otrzymywania i możliwości wykorzystania w pojazdach samochodowych; napędy elektryczne podzespołów oraz rozwój i zastosowanie ogniw paliwowych; znaczną część pracy poświęcono napędom hybrydowym – ich rodzajom i przykładom konstrukcji, możliwościom akumulacji energii w pojazdach wraz z przykładami obliczeniowymi; rozwój silnika Stirlinga; europejskie i amerykańskie przepisy emisji spalin pojazdów o napędzie alternatywnym.



POKŁADOWE SYSTEMY DIAGNOSTYCZNE POJAZDÓW SAMOCHODOWYCH

J. Merkisz, S. Mazurek
Wydawnictwa Komunikacji i Łączności, wyd. III rozszerzone,
Warszawa, rok wyd. 2007, str. 608.

Monografia poświęcona pokładowym systemom diagnostycznym OBD II/EOBD pojazdów samochodowych. Trzecie wydanie rozszerzono o opis wykorzystania pokładowej informacji diagnostycznej na stacjach kontroli pojazdów oraz rozwoju systemów diagnostycznych i transmisji danych. Uaktualniono informacje dotyczące kierunków rozwoju pojazdów samochodowych i znacznie rozszerzono spis kodów błędów.



Doktoraty

Doctorates

Dr inż. Krzysztof TALAGA

Obciążenia cieplne tłoka silnika wysokoprężnego podczas rozruchu

Promotor: prof.dr hab.inż. Janusz Mysłowski – Politechnika Szczecińska
Recenzenci: prof. dr hab. inż. Jerzy Merkisz – Politechnika Poznańska, dr hab. inż. Andrzej Ambrozik – prof. Politechniki Świętokrzyskiej.
Stopień naukowy doktora nauk technicznych nadała Rada Wydziału Mechanicznego Politechniki Szczecińskiej w dniu 7 marca 2006 r.

Rozprawa dotyczy istotnego problemu, jakim jest zachowanie się tłoka silnika wysokoprężnego w trakcie rozruchu w niskich temperaturach otoczenia. Tłok silnika spalinowego jest jednym z najważniejszych jego elementów i musi spełniać bardzo wysokie wymagania odnośnie wytrzymałości mechanicznej oraz termicznej. Dotychczas wszystkie prace dotyczące obciążenia cieplnego tłoka, odnosiły się do jego stanu pracy w równowadze cieplnej, tj. w trakcie ustalonych warunków pracy, przy czym do dalszych rozważań przyjmowano zarówno obciążenia mechaniczne tłoka, jak i stan cieplny.

Nieznanym był stan obciążeń mechanicznych, a przede wszystkim termicznych tłoka w czasie rozruchu silnika w niskich temperaturach otoczenia, choć stwierdzono doświadczalnie zwiększone zużycie silnika podczas

jego rozruchu. Było to powodem podjęcia tematyki zawartej w tytule pracy przez jej Autora. Opierając się na wcześniejszych badaniach silników prowadzonych w Katedrze Eksploatacji Pojazdów Samochodowych P.S. nad rozruchami silników spalinowych w niskich temperaturach otoczenia oraz badaniach własnych przeprowadzonych w komorze niskich temperatur Autor starał się rozwiązać zadanie postawione sobie w założeniach pracy i udowodnić jej tezę. Poza badaniami stanowiskowymi wykorzystał On dostępną technikę komputerową dla przeprowadzenia badań symulacyjnych. W tej części pracy istotnym elementem jest interpretacja graficzna warunków brzegowych oraz elementów skończonych wykorzystanych w programie COSMOS/Works.

Rezultaty badań przedstawione w formie szczegółowych wniosków pozwalają na stwierdzenie, że zamierzony cel został osiągnięty. Wnioski te są cenną wskazówką dla konstruktorów silników wysokoprężnych (a szczególnie tłoków), których wykonanie jest sprawą skomplikowaną ze względu na zmienną rozszerzalność poszczególnych części tłoka w zależności od ich chwilowej temperatury i konieczność zachowania odpowiednich luzów między tłokiem a tuleją cylindrową.