

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 „machiny 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 ogrzanym 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 spindle 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.

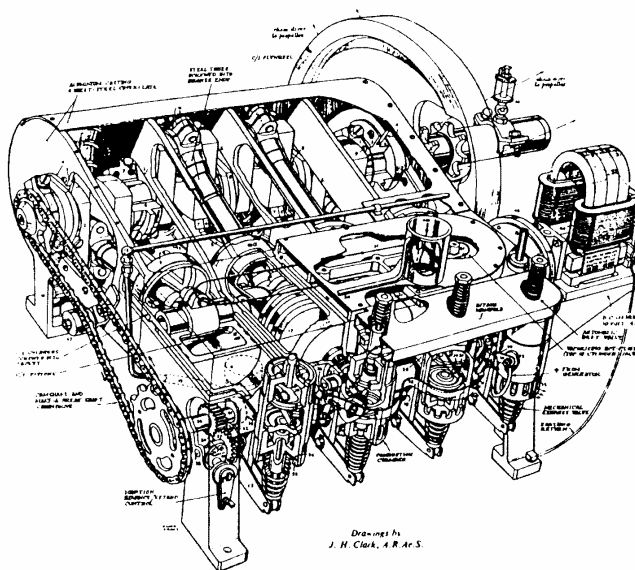
Balony ciepłe, gazowe i sterowce unoszą się w górę, gdyż są lżejsze od powietrza, które wypierają. Nie jest to więc lot lecz żegluga powietrzna. Sterowce Giffarda i Zeppelina przyczyniły się jednak do rozwoju konstrukcji śmigła.

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)

In 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 zaadoptowano 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

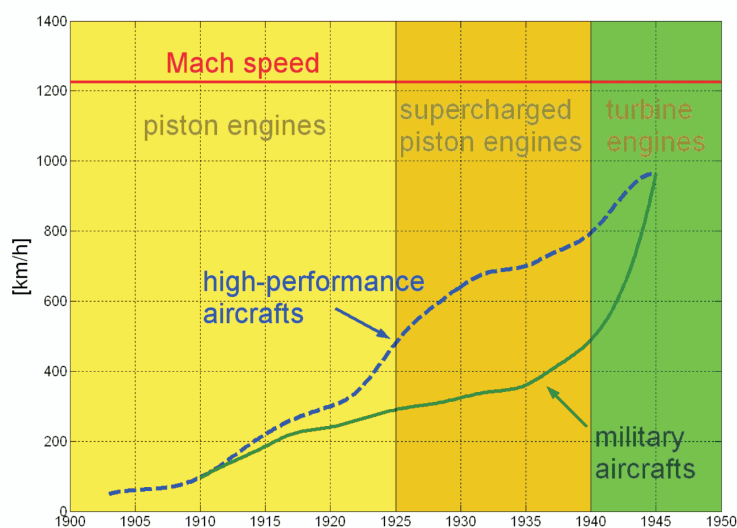
Pod koniec lat dwudziestych XX wieku konstruktorzy samolotów zaczęli zadawać sobie sprawę z tego, że napęd śmigłowy wkrótce wyczerpie swoje potencjalne możliwości w zakresie wzrostu prędkości lotu, szczególnie na dużych wysokościach. Szansą na dalsze zwiększanie osiągnięć sa-

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.

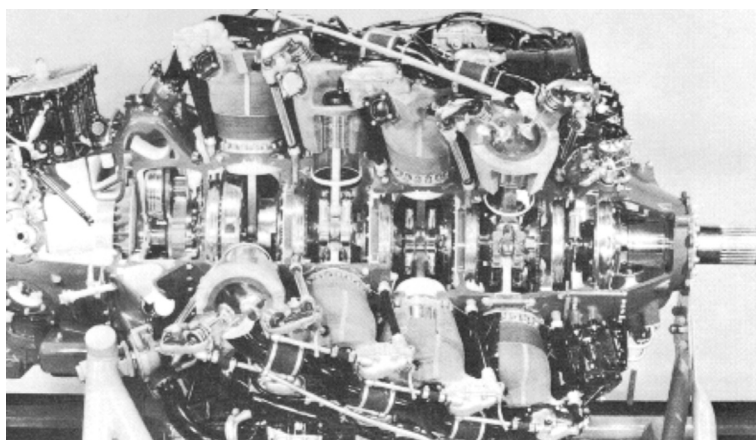
In 1945, airscrew propulsion reached the peak of its development in technical, military, and economic aspects (Fig. 3). All construction, technological and operating inventions were used in the aircraft piston engines of that time (turbocompressors, effective lubrication and cooling systems, light alloys,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

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 initial compression pressure p_1 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. 4. Sir Frank Whittle (1907–1996)

Fig. 4. Sir Frank Whittle (1907–1996)



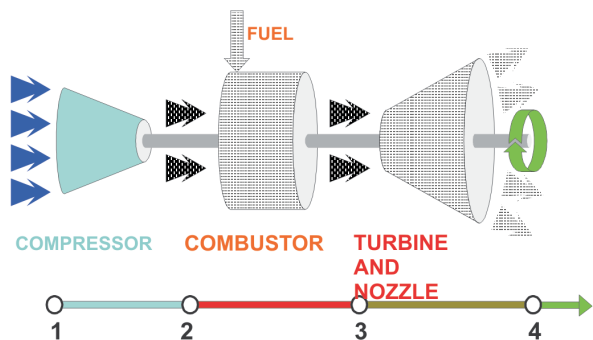
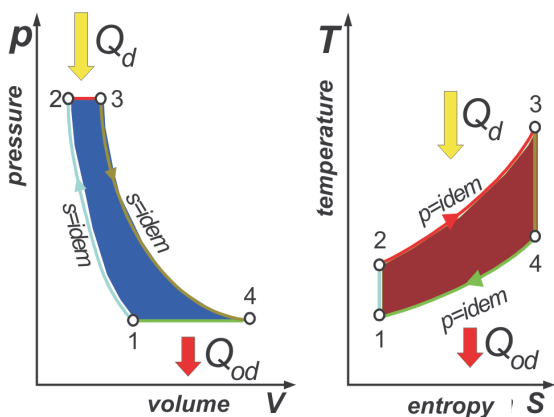
Rys. 5. Dr. Hans Joachim Pabst von Ohain (1911–1998)

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



Rys. 6. George Brayton (1831–1913)

Fig. 6. George Brayton (1831–1913)



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-

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

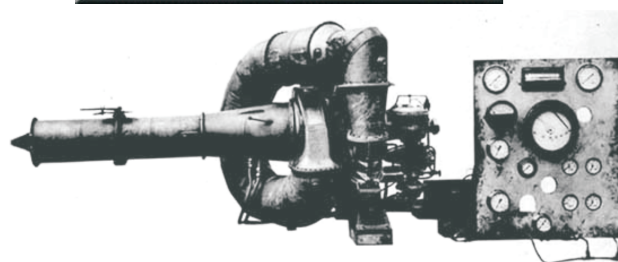
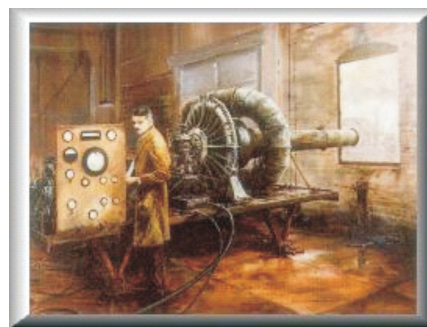
$$\text{– sprawność termiczna obiegu: } \eta = 1 - \frac{|Q_{od}|}{Q_d}.$$

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-

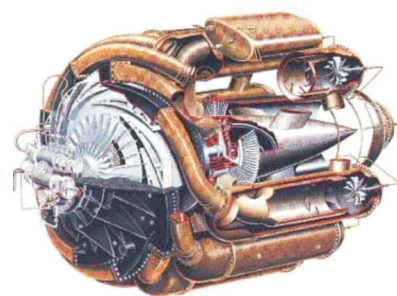
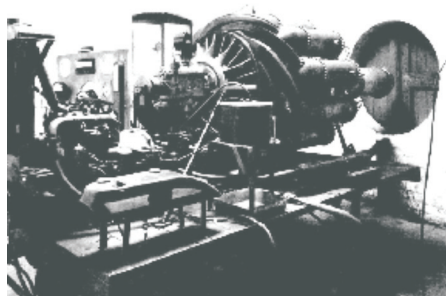


Rys. 8. Laboratoryjna wersja turbiny gazowej WU
Fig. 8. Laboratory version of the WU gas turbine

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

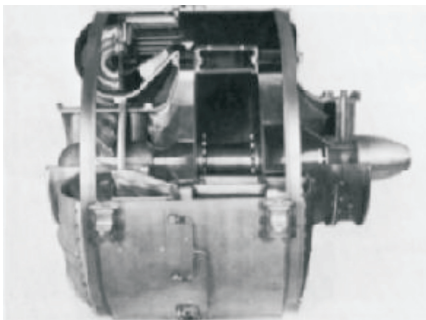


Rys. 9. Prototyp turbinowego silnika odrzutowego W1
Fig. 9. The prototype of the aero-engine W1

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

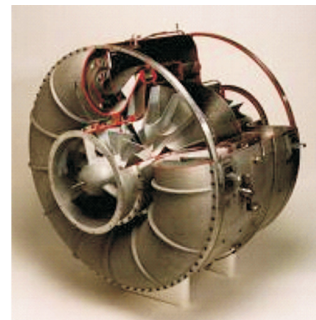


Fig. 10. Jet-propelled engine HeS-3B used in the first jet-propelled aircraft He-178

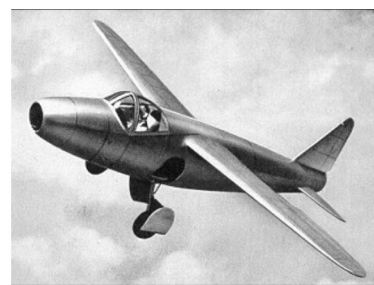
of 5 kN (Fig. 1), which was applied in the first jet-propelled aircraft He-178 (Fig. 11)

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)

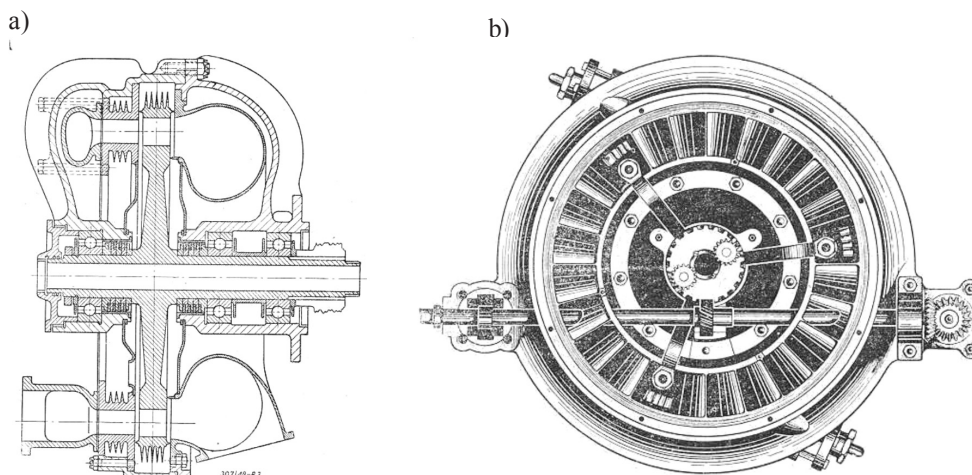
rozwiązań. W napędzie odrzutowym ostatecznie zwyciężyła koncepcja wielostopniowej sprężarki osiowej. Ostatnie wersje „wojennych” silników miały już chłodzone łopatki turbiny i dysze wylotowe o zmiennym przekroju (rys. 15).

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.”

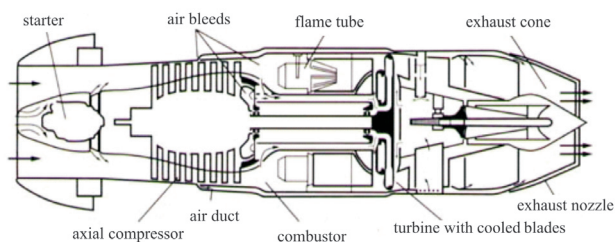
(Technika Lotnicza, Nr 9, 1948 r.)

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).

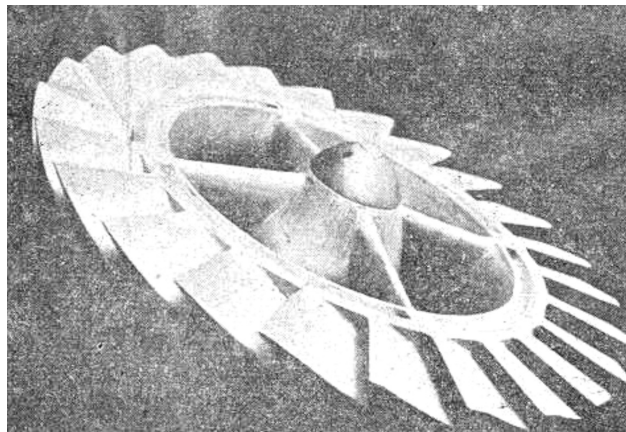
The importance of piston aero-engines became suddenly falling in both air force and civil aviation. Soon, a turbine engine dominated nearly all kinds of flying machines. Still, the piston drive was not completely eliminated, as in some kinds of airplanes:

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-



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)



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.

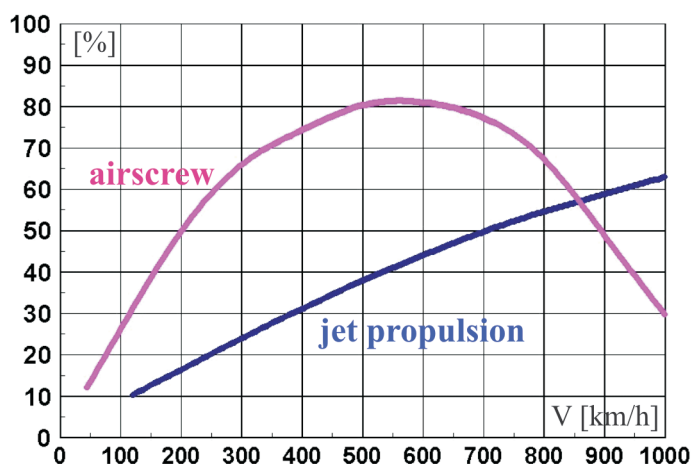
Samolot myśliwski „A” jest przygotowany do godzinowego lotu na wysokości 6000 m. Jego masę startową można podzielić na cztery części: płatowiec – 32%, silnik tłokowy ze śmigłem – 38%, paliwo – 10% i masa użytkowa – 20%. Do takiego samego lotu przygotowano samolot odrzutowy „B” o identycznej masie płatowca. 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-

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

A	C	B
lifting capacity 20%	lifting capacity equal to „A”	lifting capacity
fuel 10		45%
piston engine 38%	turbojet →	fuel 15%
airframe 32%		8%
		airframe 32%

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:

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

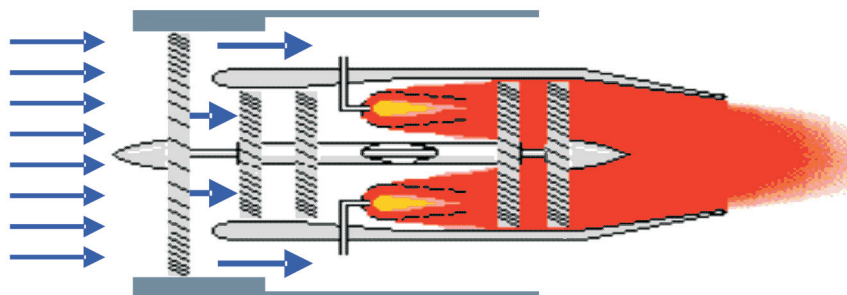
W 1936 r. Frank Whittle uzyskał patent na koncepcję silnika dwuprzepływowego lecz na jej realizację musiał czekać piętnaście lat. Prototyp pierwszego silnika dwuprzepływowego ASPIN I skonstruowano we francuskiej firmie Turbomeca w 1951 r. Faktyczny początek ery napędu dwuprzepływowego nastąpił dopiero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

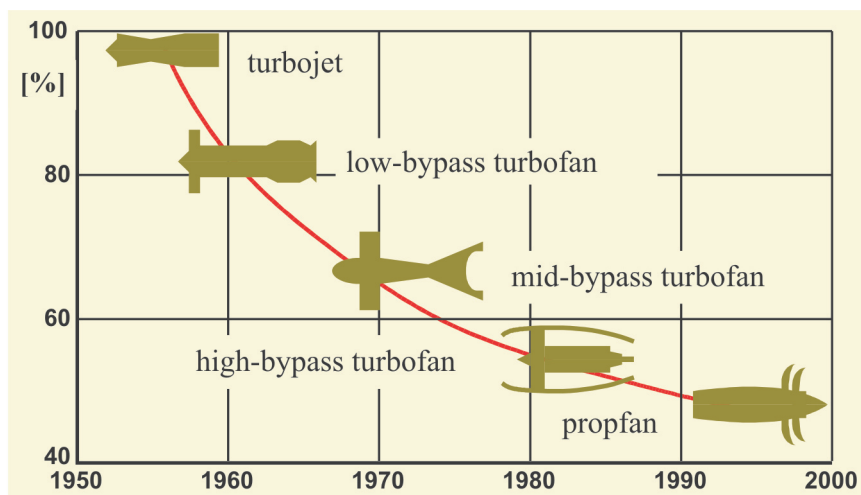
Pomysł Whitlea musiał czekać prawie ćwierć wieku na realizację ze względu na duże trudności techniczne i technologiczne związane z konstrukcją układu dwuwirnikowego niezbędnego do pełnej realizacji jego koncepcji (rys. 24).

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

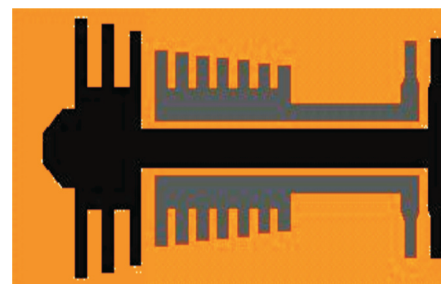
Fig. 22. Decrease of the unitary fuel consumption for consecutive generations of turbofans

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.

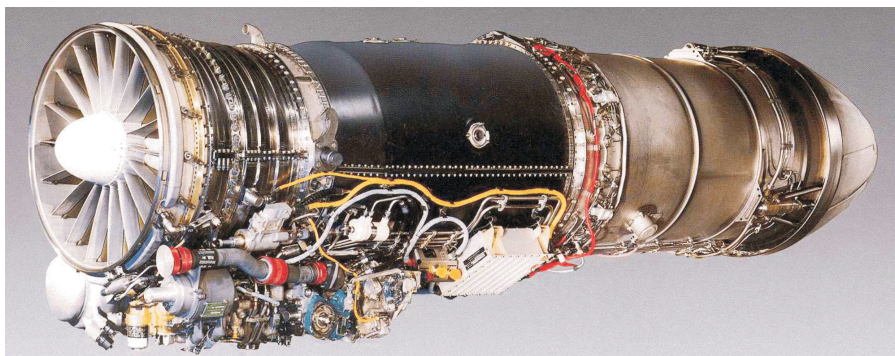
Podnoszenie stopnia podziału strumienia μ oznacza powiększanie średnicy kanału zewnętrznego i łopat wentyla-

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

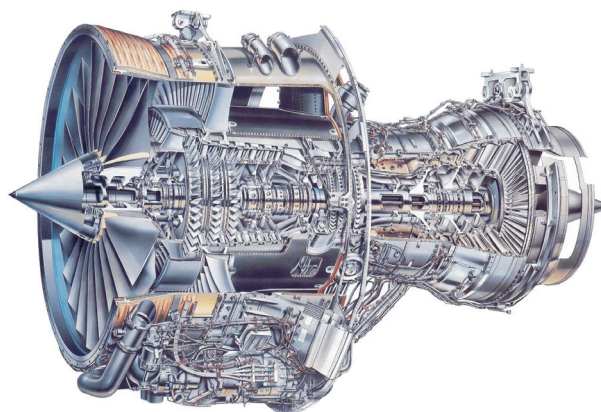
tora. Silniki dwuprzepływowe, dla których wskaźnik $\mu > 4$ są zwykle trójwirnikowe. Na rysunkach 27 i 28 pokazano rozwiązanie konstrukcyjne takiego układu na przykładzie silnika RB211-535, w którym wentylator jest zamontowany na wspólnej osi z trójstopniową turbiną niskiego ciśnienia.

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.

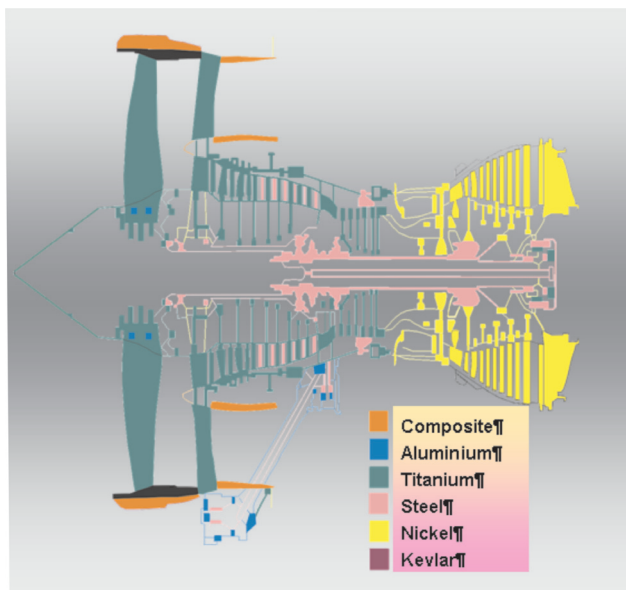
Na rysunku 29 pokazano przekrój silnika dwuprzepływowego. W sprężarce dominuje tytan, w turbinie stopy niklu, wały i łożyska są stalowe. Z materiałów kompozytowych i kevlaru wykonana jest obudowa sprężarki. W ciągu ostatnich czterdziestu lat pięciokrotnie zmalał udział stali, a aluminium jest już stosowane 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 trójwornikowych 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-

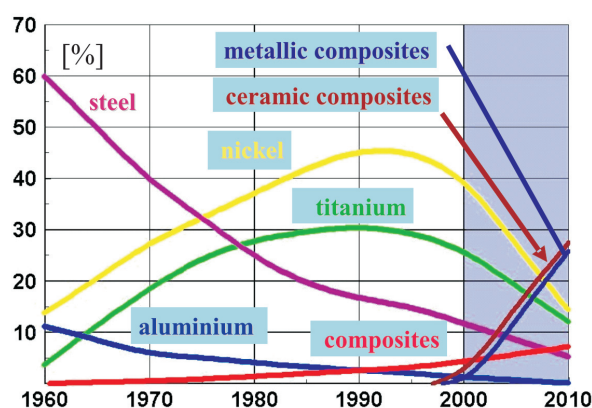
present design of such system exemplified by an engine RB211-535, in which fan and three-stage low pressure turbine are placed on the same shaft.

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

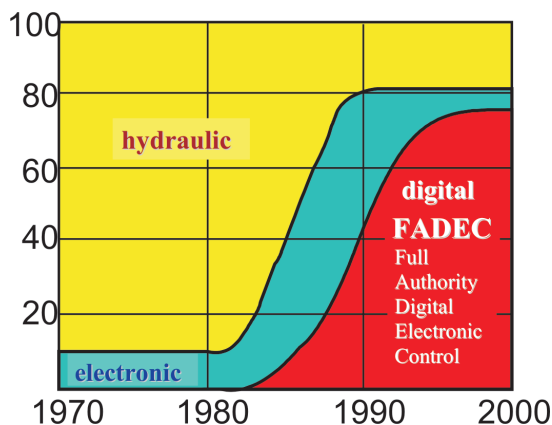
Fig. 30. Tendencies of using different materials in engine design

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

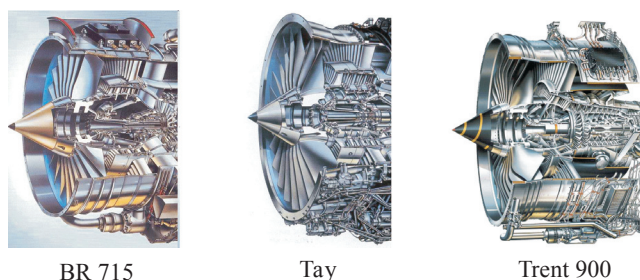
Czas bezawaryjnej pracy na skrzydle w zakresie 20 tysięcy godzin odnosi się tylko do silników samolotów komunikacyjnych, które poza startem i lądowaniem pracują w warunkach quasiustalonych. Samoloty wojskowe (a zwłaszcza myśliwskie) z samej swej istoty wykonują loty z dużą liczbą dynamicznych manewrów, 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 umożliwia lot na większych kątach natarcia oraz umożliwia 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 łopatkę turbiny z kompozytów ceramicznych będą w stanie pracować przy stechiometrycznej temperaturze spalania.

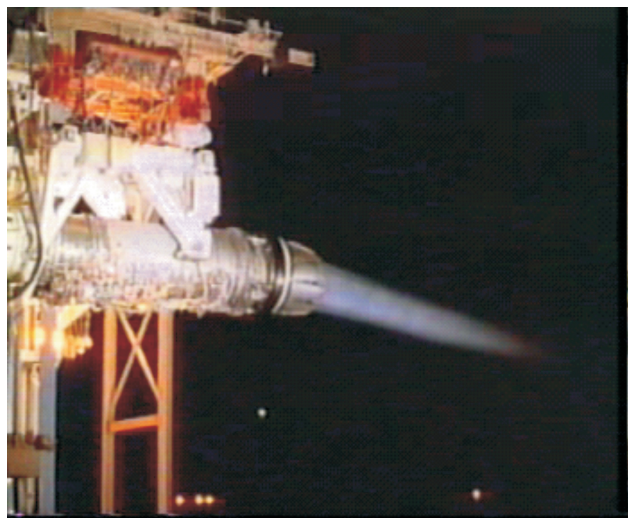
Ocenia się, że do prognozowanego postępu w osiągach silników lotniczych w 1/4 przyczynią się nowe materiały, a w 3/4 osiągnięcia w numerycznej mechanice płynów i technice komputerowej.

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.

