

Włodzimierz BALICKI
Zbigniew KORCZEWSKI
Stefan SZCZECIŃSKI

PTNSS-2007-SS3-214

Obszary zastosowań i tendencje rozwojowe turbinowych silników spalinowych

W artykule przedstawiono historię rozwoju konstrukcji, zastosowań i metod eksploatacji silników turbinowych oraz ich cechy umożliwiające zastosowanie tego rodzaju silników do napędu środków transportu powietrznego i morskiego. Opisano współczesne formy konstrukcyjne i ich wpływ na charakterystyki użytkowe. Zwrócono uwagę na wymogi ekologiczne, które wymuszają zastępowanie paliw ropopochodnych biopaliwami.

Słowa kluczowe: turbinowe silniki spalinowe, formy konstrukcyjne, problemy eksploatacyjne

Application areas and development trends of combustion turbo engines

This paper presents the development history of structure, applications and operation methods of turbo engines and their characteristics enabling the application of such engines to propel air and sea means of transport. It describes the contemporary structural forms and their impact on the usable characteristics. The authors paid attention to the environmental requirements that force the replacement of oil-derivative fuels with biofuels.

Key words: combustion turbo engines, structural forms, operating issues

1. Wprowadzenie

Prób praktycznego zastosowania turbiny i wykorzystania idei odrzutu gorących gazów wypływających z dyszy można się doszukiwać już w starożytnej Grecji, jednak podjęcie skutecznych prób zbudowania spalinowych turbinowych silników odrzutowych oraz turbosprężarek przypada na okres pomiędzy I i II wojną światową. W Polsce modelowy turbinowy silnik odrzutowy skonstruował i uruchomił zespół J. Oderfeld, J. Sachs i W. Bernadzikiewicz już w 1931 roku. Działo się to współcześnie z pracami F. Whittle (Wlk. Brytania – patent na turbinowy silnik odrzutowy w 1930 r.) i H. von Ohaina (Niemcy – patent na turbinowy silnik odrzutowy ze sprężarką odśrodkową w 1935 r.) [1]. Chociaż początkowo Anglicy przewodzili w rozwoju konstrukcji tych silników, to jednak tylko Niemcom udało się skonstruować, produkować seryjnie i zastosować do napędu samolotów bojowych – w końcowej fazie wojny – silniki Jumo-004 i BMW-003. Oni też produkowali seryjnie latające bomby V-1 napędzane odrzutowymi silnikami pulsacyjnymi i pociski rakietowe średniego zasięgu V-2, których napęd stanowił silnik rakietowy na ciekłe materiały pędne.

Pod koniec II wojny światowej okazało się, że – przy ówczesnej wiedzy i poziomie technologicznym – silniki tłokowe napędzające śmigła samolotów, zespoły jezdne czołgów, czy śruby okrętów osiągnęły szczyt swoich możliwości pod względem mocy, sprawności i trwałości. Zachęcające osiągi samolotów odrzutowych, które się wówczas pojawiły, nasunęły myśl wykorzystania części energii spalin za turbiną napędzającą sprężarkę do napędu dodatkowej turbiny sprzężonej (poprzez reduktor) ze śrubą statku (British Thomson-Houston 1950 r.), śmigłem samolotu (Vickers „Viscount” z silnikiem Rolls-Royce „Dart”, 1953 r.), czy

1. Introduction

Certain attempts of practical application of the turbine and the concept of using reaction of hot gases coming out of the nozzle can be found as early as in ancient Greece, however, the effective attempts to build combustion turbojet engines and turbo compressors fall on the interwar period. The Polish prototype of a turbojet engine was constructed and started by the team J. Oderfeld, J. Sachs and W. Bernadzikiewicz already in 1931. It occurred contemporarily to the works of F. Whittle (Great Britain – patent for turbojet engine in 1930) and H. von Ohain (Germany – patent for turbojet engine with centrifugal compressor in 1935) [1]. Although the English were the first leaders in the development of this type of engine construction, the Germans were the only ones to construct, perform series production and apply to the propulsion of combat aircraft - Jumo-004 and BMW-003. They also carried out series production of flying bombs V-1 powered by a pulse-jet engine and V-2, medium-range missiles, powered by liquid propulsion materials.

At the final stage of world war II it appeared that – with the level of knowledge and technology of that time – the piston engines powering aircraft propellers, tank power units or naval screw propellers reached their peak capacities in terms of power, efficiency and durability. The attractive performance of the jet aircraft that appeared then suggested the idea of using part of the exhaust power after the turbine powering the compressor to drive an additional turbine coupled (through a reducer) to a naval screw propeller (British Thomson-Houston 1950), an aircraft propeller (Vickers „Viscount” Rolls-Royce „Dart” engine, 1953), or a helicopter rotor (Alouette II, 1955). A real “specialization” of turbo engines and their division into jet, propeller, chopper

wirnikiem nośnym śmigłowca (Alouette II, 1955 r.). Już na przełomie lat czterdziestych i pięćdziesiątych nastąpiła swoista „specjalizacja” silników turbinowych i ich podział na odrzutowe, śmigłowe, śmigłowcowe oraz rozmaite modyfikacje stosowane do napędu okrętów, ciężkich pojazdów (wozów bojowych) lub agregatów prądotwórczych czy pomp dużej wydajności.

Wymagania dotyczące silników o zastosowaniach wojskowych w okresie „zimnej wojny” ograniczały się głównie do odpowiednio dużego ciągu lub mocy, a dopiero w dalszej kolejności: małego zużycia paliwa, dużej trwałości (pierwsze silniki odrzutowe osiągały trwałość ok. 20 godzin) i niezawodnego działania w długim okresie. Wysokie koszty projektów nowych silników spowodowały dążenie do uniwersalizacji i wykorzystywania zasadniczych, sprawdzonych zespołów (tzw. „core”) w innych konstrukcjach np. silników okrętowych lub przemysłowych.

2. Silniki odrzutowe

Początkowo były to proste konstrukcyjnie silniki przeznaczone do napędu szybkich samolotów bojowych – współcześnie nazywane silnikami jednoprzepływowymi. Wkrótce ich konstrukcję wzbogacono o dopalacze (urządzenia służące do krótkotrwałego zwiększenia ciągu), następnie wprowadzono dwuwirnikowe sprężarki osiowe napędzane oddzielnymi turbinami oraz opracowano systemy mechanizacji sprężarek: upusty powietrza i nastawne kierownice rozszerzające zakres statecznej pracy – istotny ze względu na szeroki zakres zmian warunków pracy sprężarki w samolocie bojowym (zmiany wysokości i prędkości lotu). Współcześnie wyodrębniły się dwa zasadnicze typy silników odrzutowych: jednoprzepływowe i dwuprzepływowe, prawie wyłącznie ze sprężarkami osiowymi (rys. 1).

Silniki jednoprzepływowe są używane głównie do napędu samolotów szkolnych i szkolno-bojowych oraz starszych typów samolotów bojowych. Charakteryzują się prostą budową, dużym ciągiem odniesionym do przekroju

and various modifications used for powering warships, heavy (combat) vehicles, generator sets or high-performance pumps already took place in turn of the 1940's and 1950's.

The requirements concerning engines with military applications during the “cold war” period were mainly restricted to appropriately high thrust or power and such parameters as: low fuel consumption, high durability (the first jet engines achieved ca. 20 hours durability) whereas unfailing, long-term functioning came far behind. The high costs of new engine designs caused the tendency to versatility and the use of core assemblies well proven in other structures, e.g. naval or industrial engines.

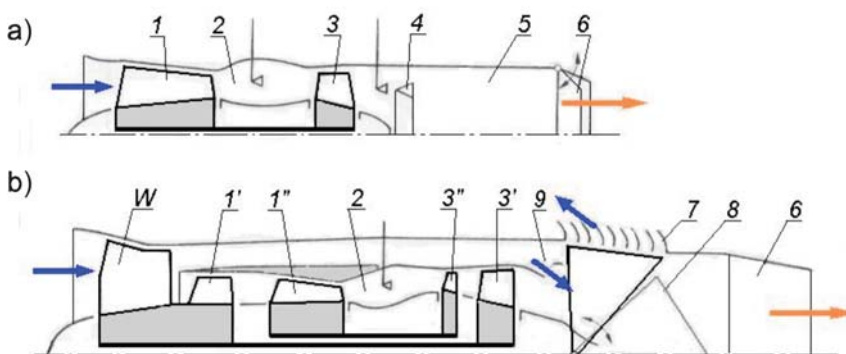
2. Jet engines

Initially, there were structurally simple engines designated to power fast combat aircraft – now called single-flow jet engines. Their structure was soon enriched with afterburners (devices used to provide temporary increase in thrust), next two-rotor axial compressors powered by separate turbines and compressor mechanization systems were developed: air bleeds and variable geometry extending the static operation range – significant due to the variety of changes in combat aircraft compressor operating conditions (changing altitude and flight speed). At present two principal types of jet engines are distinguished: single-flow and double-flow, almost all with axial compressors (Fig. 1).

The single-flow engines are mainly used to power training and training/combat aircraft and older types of combat aircraft. They are characterized with simple structure, high thrust related to the engine cross-section and (unfortunately) relatively high unit fuel consumption (1.0...0.8 kg/daNh).

The application field of this type of engines ranges from model and target-aircraft (thrust between ca. a dozen and 30 daN), through the drive of maneuvering missiles and unmanned reconnaissance mini aircraft (thrust around 100...300 daN), to training and training/combat aircraft (thrust from 1000 to 2000 daN), and combat aircraft with 3000...5000 daN thrust, and afterburning by 30...50% higher.

The turbo fan engines, structurally much more complex, (however, much less noisy and much more economical) than the single flow ones, dominated the drive of long-range passenger and cargo as well as combat aircraft. This is the consequence of their main advantage – low unit fuel consumption reaching even 300 g/daNh, especially fan engines with high flow intensity ratio in the ducts. The structural complication is the result of the fact that the required compression of the compressor reaches the value around 25...35, and the air flow intensity in the largest engines exceeds 1000 kg/s. Therefore the engines usually have two or even three rotors and the compressors – almost all axial – consist of a significant number of stages.



Rys. 1. Schematy silników odrzutowych: a) silnik jednoprzepływowy, b) silnik dwuprzepływowy; 1 – sprężarka, 1' – sprężarka niskiego ciśnienia, 1'' – sprężarka wysokiego ciśnienia, 2 – komora spalania, 3 – turbina, 3' – niskiego ciśnienia, 3'' – wysokiego ciśnienia, 6 – dysza wylotowa o regulowanym polu przekroju, 7 – odwracacz ciągu, 8 – kłapy odwracacza ciągu, 9 – mieszalnik strumieni, W – wentylator

Fig. 1. Jet engine flowcharts: a) single-flow jet engine, b) turbo fan engine; 1 – compressor, 1' – low pressure compressor, 1'' – high pressure compressor, 2 – aircraft combustor, 3 – turbine, 3' – low pressure, 3'' – high pressure, 6 – outlet nozzle with adjustable jet area, 7 – thrust reverser, 8 – thrust reverser dampers, 9 – jet mixer, W – fan

poprzecznego silnika oraz (niestety) stosunkowo dużym jednostkowym zużyciem paliwa (1,0...0,8 kg/daNh).

Obszar zastosowań tego typu silników sięga od samolotów modelarskich i samolotów-celów (ciągi od kilkunastu do 30 daN), poprzez napęd pocisków manewrujących i bezpilotowych minisamolotów rozpoznawczych (ciągi rzędu 100...300 daN), aż do samolotów szkolnych i szkolno-bojowych (ciągi 1000...2000 daN), a także bojowych z ciągiem 3000...5000 daN, a z dopalaniem o 30...50% większym.

Dwuprzepływowe silniki odrzutowe znacznie bardziej skomplikowane konstrukcyjnie niż jednoprzepływowe (ale za to cichsze i ekonomiczniejsze) zdominowały napęd samolotów pasażerskich i transportowych dalekiego zasięgu, a także wojskowych. Zdecydowała o tym ich główna zaleta – zwłaszcza silników wentylatorowych o dużym stosunku natężeń przepływów w kanałach – małe jednostkowe zużycie paliwa sięgające już wartości 300 g/daNh. Komplikacja konstrukcji wynika stąd, że wymagany spręż sprężarki osiąga wartości rzędu 25...35, a natężenie przepływu powietrza w największych silnikach przekracza 1000 kg/s. Stąd silniki te są zwykle dwu-, czy nawet trójwirlnikowe, a sprężarki – prawie wyłącznie osiowe – składają się ze znacznej liczby stopni.

W zespołach napędowych szybkich samolotów bojowych utrwalił się typ silnika dwuprzepływowego o niewielkim stosunku natężeń przepływu $m_z/m_w \approx 0,3...1,0$ z mieszalnikami strumieni i efektywnym dopalaczem o przyroście ciągu 50...70%. W szybkich międzykontynentalnych samolotach pasażerskich są natomiast powszechnie wykorzystywane wentylatorowe dwuprzepływowe silniki odrzutowe o dużym stosunku natężeń przepływu sięgającym jednocześnie wartości $m_z/m_w \sim 5,0$ i więcej, wyposażone w odwracacz ciągu (odwracający w trakcie dobiegu, przy lądowaniu, ok. 50...70% jego ciągu maksymalnego). Silniki tego typu dysponują ciągami nawet 25 000...30 000 daN. Cechuje je duża niezawodność i trwałość umożliwiająca pracę bez remontu nawet w okresie przekraczającym 20 tys. godzin (między innymi dzięki ciągle doskonalonym systemom diagnostycznym).

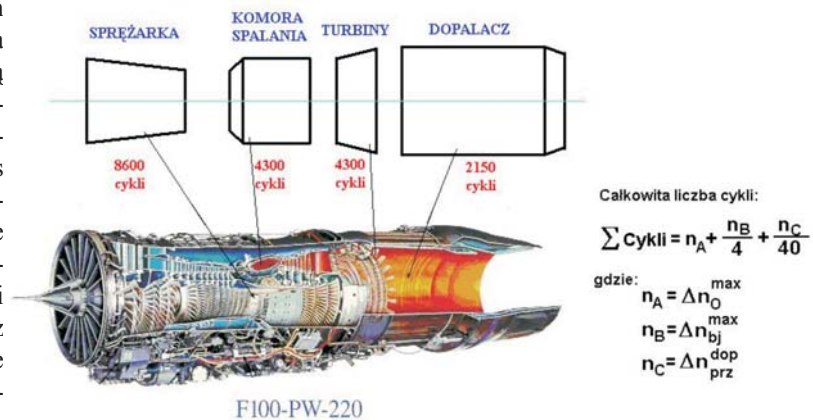
Już w końcu lat siedemdziesiątych dostrzeżono wpływ sposobu użytkowania silników turbinowych na ich zmęczeniową wytrzymałość niskocyklową. Jako pojedynczy pełny cykl uważa się uruchomienie silnika, wprowadzenie go na zakres znamionowy (i ustaloną pracę na tym zakresie), zejście na bieg jałowy, wyłączenie silnika i wystygnięcie do stanu początkowego. Ustalenie rzeczystwej liczby cykli (obliczonych przez zsumowanie również cykli niepełnych) odbywa się na podstawie zarejestrowanych najważniejszych parametrów silnikowych [2].

Wprowadzenie automatycznej rejestracji parametrów pracy silników (on-line) umożliwiło opracowanie systemów diagnostyki silnika i zmiany sposobu

In the power units of fast combat aircraft, a type of turbo fan engine was consolidated with a low flow intensity ratio: $m_z/m_w \approx 0.3...1.0$ with a jet mixer and an efficient afterburner of 50...70% thrust increase, became commonly used. In fast intercontinental passenger aircraft turbo fan engines with high flow intensity ratio are used presently reaching $m_z/m_w \sim 5.0$ and more, fitted with a thrust reverser (reversing ca. 50...70% of its maximum thrust, during the landing run). This type of engines gains thrust of even 25,000...30,000 daN. They are characterized with high reliability and durability enabling more than 20 thousand hours of operation without repair (achieved thanks to the diagnostic systems being continuously improved).

Already in the late 1970's the impact of turbo engine operation methods on their low-cycle fatigue strength was observed. The engine start-up, leading it to the rated range (and operation settled for this range), reduction to idle run, laying off the engine and cooling down to the initial state are considered the operations constituting one single full cycle. The actual number of cycles (calculated by summarizing incomplete cycles) is settled in virtue of most important engine parameters [2].

The implementation of automatic engine operating parameter record (on-line) allowed the development of engine diagnostic systems and modification of the operation method, i.e. replacement of the existing operation based on engine life – the method of calculating the number of motor-hours, i.e. the period of faultless engine operation guaranteed by the manufacturer – independently of the extent of charging, environment, etc. with operation based on the technical condition (on condition) of its units and parts. Such strategic operation change brought about measurable economic benefits, as engine assemblies are used for a longer period than in the "life cycle" system and replaced when symptoms of wear and damage occur. The automatic diagnostic system allows radical restriction of airfield engine tests, e.g. pre-takeoff tests, which saves the fatigue cycles, enables the reduction of range and labor consumption of technical service operation, thanks to the earlier identification of units showing wear symptoms, additionally allowing a more accurate and neutral determination of actual loads of the specific engine elements (e.g. exceed admissible parameter values).



Rys. 2. Schemat wymiany modułów silnika odrzutowego w zależności od liczby przeniesionych cykli zmęczeniowych

Fig. 2. Flowchart of jet engine module replacement, depending on the number of fatigue cycles transferred

eksploatacji, tzn. odejście od eksploatacji według resursu – dotąd stosowanego naliczania liczby „motogodzin”, czyli gwarantowanego przez wytwórcę okresu bezawaryjnej pracy silnika – niezależnie od sposobu obciążania, środowiska itp., na rzecz użytkowania „według stanu technicznego” (*on condition*) jego zespołów i części. Ta zmiana strategii eksploatacji przyniosła wymierne korzyści ekonomiczne, gdyż zespoły silników są użytkowane dłużej, niż w systemie „resursowym” i wycofywane dopiero wtedy, gdy pojawią się symptomy zużycia lub uszkodzeń. Automatyczny system diagnostyki pozwala radykalnie ograniczyć lotniskowe próby silnika, np. przedstartowe, co zaoszczędza cykle zmęczenia, umożliwia obniżenie zakresu i pracochłonności planowanych obsług technicznych dzięki wcześniejszemu zlokalizowaniu zespołów wykazujących objawy zużycia, a także umożliwia dokładniejsze i obiektywne określenie rzeczywistych obciążeń poszczególnych elementów silnika (np. przekroczeń dopuszczalnych wartości parametrów).

Współczesne silniki samolotów bojowych o konstrukcji modułowej osiągają żywotność kilku tysięcy dopuszczalnych cykli na moduł sprzężarek i turbin (por. rys. 2) [14]. Przekłada się to na wiele tysięcy godzin niezawodnej pracy, przy czym remont ogranicza się do wymiany modułu, który przepracował dopuszczalną liczbę cykli. Silniki samolotów pasażerskich, które pracują w dużo bardziej stabilnych warunkach niż silniki samolotów bojowych, osiągają bardzo długie czasy użytkowania. Rekordzistą jest jeden z silników CF-6 firmy General Electric, który na Boeingu 767 w PLL „LOT” osiągnął nawet 50 000 godzin.

Jedną z najnowszych konstrukcji jest zespół napędowy samolotu F-35 Lightning II opracowany w ramach projektu JSF (Joint Strike Fighter), którego schemat działania i szkielet konstrukcyjny przedstawiono na rys. 3.

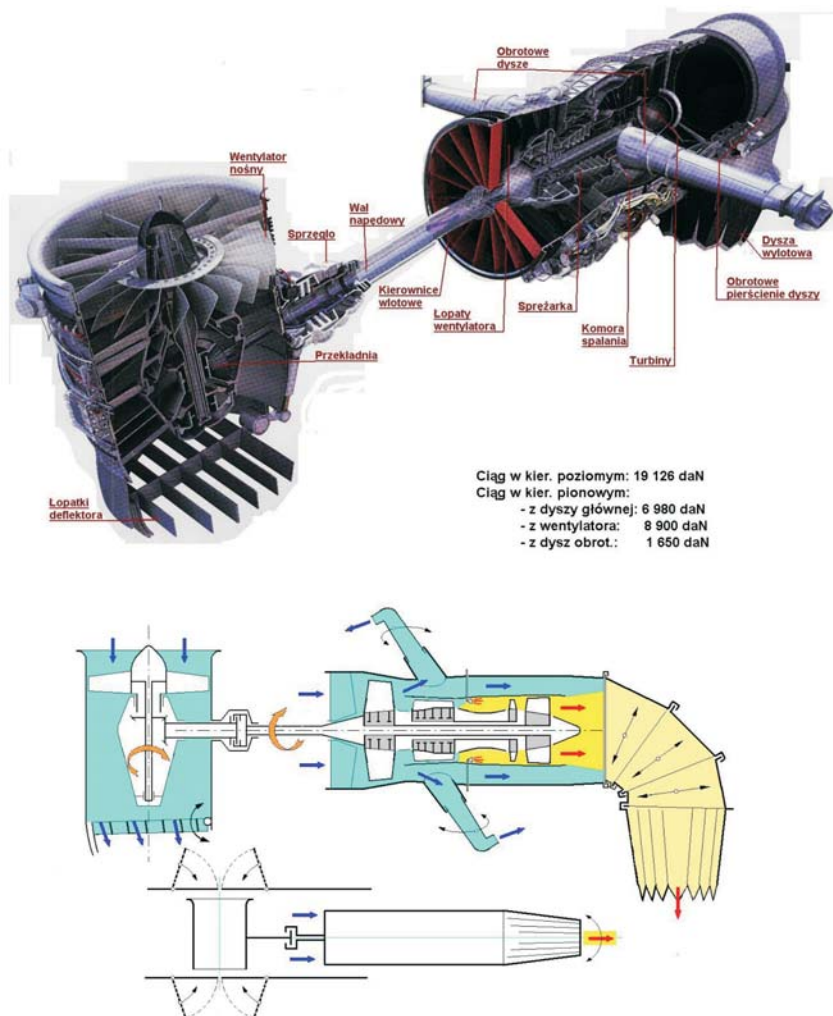
Jest to już być może ostatni samolot bojowy o skróconym starcie i możliwości pionowego lądowania z pilotem na pokładzie. W czasie wykonywania tych faz lotu zespół napędowy stanowi trójprzełykowy (!) turbinowy silnik odrzutowy, a strumienie spalin lub powietrza wypływające z każdego z trzech kanałów dają w sumie niezbędny ciąg nośny. W warunkach przelotowych sprzęgło pomiędzy wentylatorem nośnym a turbiną wirnika niskiego ciśnienia jest rozłączone (moc tego napędu sięga 29 tys. KM) oraz kłapy dopalacza są tak przymknięte, aby turbiny napędzały tylko sprzężarki podstawowych (dwóch) kanałów przepływowych. Pozostała za zespołem turbin energia spalin jest zamieniana w dyszy wylotowej na ciąg marszowy.

Zastosowanie tak napędzanych samolotów do lotnictwa bojowego może rady-

kalizować Contemporary combat aircraft engines of modular structure reach several thousand of admissible cycles per compressor and turbine model (cf. Fig. 2) [14]. This is translated into thousands of faultless operation hours, whereby the repairs are restricted to replacement of the module that accomplished the admissible number of cycles. Passenger aircraft engines, operating in much more stable conditions than those of combat aircraft, achieve very long operation times. The record-breaker is one of the CF-6 engines from General Electric that worked 55,000 hours on a Boeing 767 of PLL „LOT” [Polish Airlines].

One of the latest structures is the power unit of F-35 Lightning II developed as part of the JSF (Joint Strike Fighter) design, the operating flowchart and structural draft are presented in Fig. 3.

This may be the last combat aircraft with short take-off and vertical landing capacity. The power unit for these stages is a three-passage turbo jet engine, while the jets of air and exhaust flowing out of the three ducts total in the necessary carrying thrust. In the cruise conditions the coupling between the vertical fan and the low-pressure rotor turbine is disconnected (the power of this drive reaching 29 thousand HP) and the afterburner dampers are half-closed so that the turbines power the compressors of the basic (two) flow ducts. The



Rys. 3. Zespół napędowy Pratt & Whitney F-135 samolotu F-35 B (oprac. na podst. [11])

Fig. 3. F-135 Pratt & Whitney power unit of the F-35 B aircraft (after [11])

kalnie zmienić koncepcję budowy lotnisk przyfrontowych i okrętów-lotniskowców.

3. Silniki śmigłowe i śmigłowcowe

Ogromny wzrost zainteresowania turbinowymi silnikami śmigłowymi rozpoczął się wkrótce po zakończeniu II wojny światowej, gdy okazało się, że dość łatwo można zastąpić w eksploatowanych samolotach duże lotnicze silniki tłokowe znacznie lżejszymi i mniejszymi gabarytowo silnikami turbinowymi – poprawiając w ten sposób osiągi samolotów. Początkowo ich moc odpowiadała mocy zastępowanych silników tłokowych, tzn. od ok. 1000 KM do 5000 KM, ale wkrótce znacznie wzrosła – nawet do 15 000 KM (radziecki NK-12MV, napędzający w zespole czterosilnikowym pasażerski samolot Tu-114 i jego wersję bombową Tu-95). Do przyspieszenia rozwoju silników turbinowych przyczynił się też intensywny rozwój śmigłowców o rozmaitych wielkościach, osiąгах i zastosowaniach. Wymaganiom dotyczącym mocy niezbędnej do startu i lotu śmigłowca najbardziej odpowiadają charakterystyki dwuwirnikowego silnika turbinowego (z oddzielną turbiną napędową). W szczególności dotyczy to przebiegu momentu napędowego i dynamiki silnika lepszej, niż w innych układach konstrukcyjnych. Na rysunku 4 przedstawiono schematy układów wirników oraz odpowiadające im przebiegi charakterystyk silników. Dla porównania pokazano również charakterystykę silnika tłokowego.

Wśród przedstawionych charakterystyk wyróżnia się przebieg momentu obrotowego silnika turbinowego z oddzielną turbiną napędową $M(a)$ (duży moment przy małej prędkości obrotowej). Tego typu silniki umożliwiają gwałtowny przyrost obciążenia, co jest bardzo przydatne np. w śmigłowcu, w czasie szybkiego startu lub „wyrwania” nad przeszkodą (śmigłowce amerykańskie z takim napędem uratowały przed niewolą w Wietnamie wielu pilotów zestrzelonych samolotów). Czołgi napędzane silnikami turbinowymi z oddzielną turbiną (amerykański Abrams M1A1 z silnikiem AGT-1500, czy rosyjski T-80U napędzany silnikiem GTD-1250) mają możliwość szybkiej zmiany pozycji po oddaniu strzału, co utrudnia ich „namierzenie” i zniszczenie przez nieprzyjaciela.

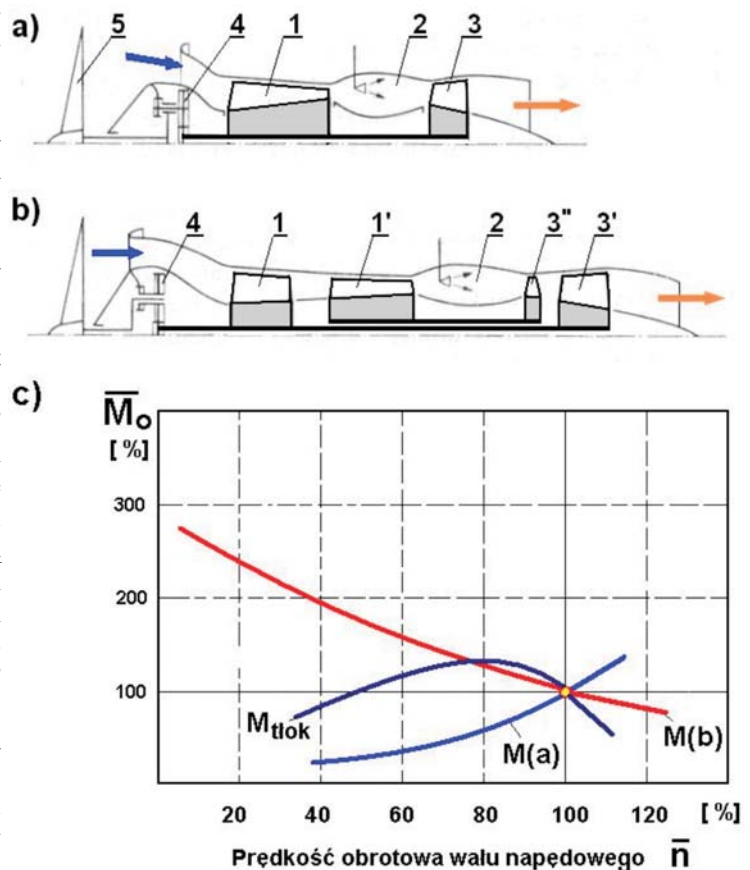
Duże koszty opracowania projektu i wdrożenia do produkcji nowego silnika spowodowały poszukiwanie rozwiązań umożliwiających wydłużenie serii wytwarzanych silników. W ten sposób powstały odmiany tej samej konstrukcji przeznaczone do napędu samolotów (śmigłowe) lub śmigłowców (śmigłowcowe). Różnią się one między sobą tylko konstrukcją wlotu powietrza, wyprowadzeniem napędu, kolektorem spalin i niektórymi funkcjami systemu sterowania. Na rysunku 5 pokazano schematy obydwu wariantów takiej konstrukcji. Są one wyposażone w identyczną przekładnię wstępną, z której napęd jest prowadzony do

energy remaining behind the turbine assembly is transformed into the cruise thrust in the outlet nozzle.

The application of aircraft powered that way to combat aviation may radically change the concept of frontline airfield and aircraft carrier construction.

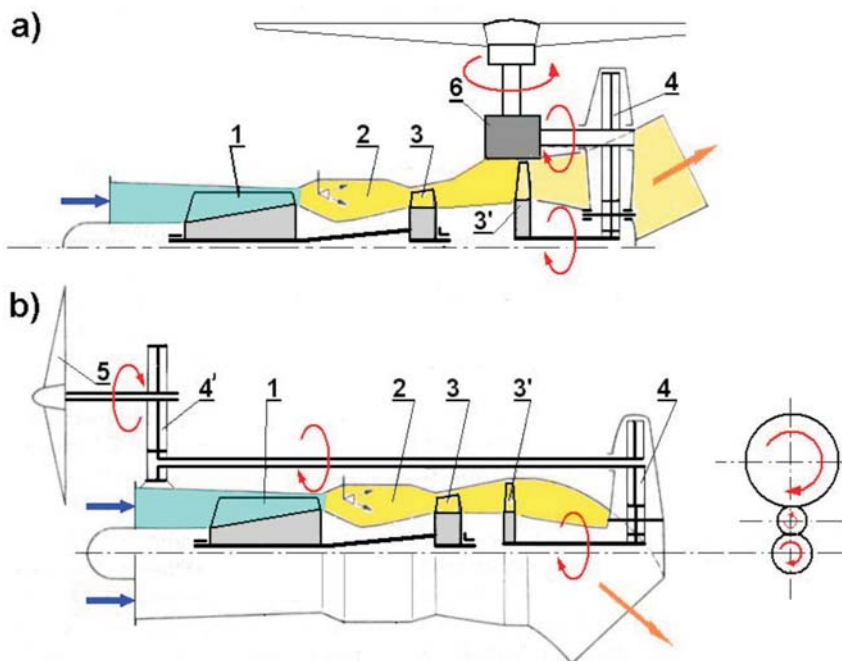
3. Propeller and chopper engines

The immense growth of interest in turbine propeller engines started soon after World War II when it appeared that smaller and much lighter turbo engines could easily replace the large aircraft piston engines – thus enhancing the aircraft performances. At first their power corresponded to that of the piston engines, i.e. from ca. 1000 HP to 5000 HP, however, shortly it grew to 15,000 HP even (the Soviet NK-12MV, the Tu-114 passenger aircraft powered in a four-engine assembly and the Tu-95, its bomber version). The intensive development of helicopters of various size, performance and application also contributed to the acceleration of turbine engine growth. The characteristics of the two-rotor turbine engine (with separate power turbine) best correspond to the requirements concerning the power



Rys. 4. Schematy i charakterystyki porównawcze turbinowych silników śmigłowcowych: a) silnik jednowirnikowy, b) silnik z oddzielną turbiną napędową, c) charakterystyki momentu obrotowego; 1 – sprężarka, 1' – sprężarka wysokiego ciśnienia, 2 – komora spalania, 3 – turbina, 3' – turbina napędowa, 3'' – turbina wytworzyci spalin, 4 – przekładnia redukcyjna, 5 – śmigło

Fig. 4. Flowcharts and comparative characteristics of turbine chopper engines: a) single-rotor engine, b) engine with separate power turbine, c) torque characteristics; 1 – compressor, 1' – high-pressure compressor, 2 – combustor, 3 – turbine, 3' – power turbine, 3'' – exhaust generator turbine, 4 – reduction gear, 5 – propeller



Rys. 5. Różne warianty silników zbudowane z takich samych podzespołów: a) śmigłowcowy, b) śmigłowy; 1 – sprężarka, 2 – komora spalania, 3 – turbina wytwornicy spalin, 3' – turbina napędowa, 4 – wstępna przekładnia redukcyjna, 4' – reduktor śmigłowy, 5 – śmigło, 6 – reduktor wirnika nośnego śmigłowca

Fig. 5. Variants of engines built of identical sub-assemblies: a) chopper; b) propeller; 1 – compressor; 2 – combustor; 3 – exhaust generator turbine, 3' – power turbine, 4 – initial reduction gear, 4' – propeller reducer, 5 – propeller, 6 – chopper carrying rotor reducer

reduktora głównego wirnika śmigłowca albo do reduktora śmigłowego samolotu.

Warto tu sobie uzmysłowić, że prędkości obrotowe wirników silników turbinowych są znacznie większe, niż wałów korbowych silników tłokowych (które w silnikach lotniczych nie przekraczają na ogół 3000 obr/min). Na przykład turbina napędowa silnika GTD-350 (do śmigłowca Mi-2) na zakresie startowym obraca się z prędkością 24 000 obr/min, prędkość obrotowa wału napędowego (za reduktorem wstępnym) wynosi wtedy ok. 6000 obr/min, zaś prędkość obrotowa wirnika nośnego śmigłowca nie przekracza 400 obr/min.

Głównym walorem śmigłowców (pionowzłotów) jest możliwość startu i lądowania z niewielkich lądowisk (najczęściej przygodnych) wynikająca np. z potrzeb ratowniczych, czy bojowych. Należy pamiętać, że silnik turbinowy potrzebuje blisko czterokrotnie więcej powietrza niż silnik tłokowy o podobnej mocy. Wykorzystanie wojskowe śmigłowców, zwłaszcza w rejonach suchych, pustynnych, powoduje podnoszenie pyłów z nawierzchni lądowiska zasysanych następnie przez silnik wraz z powietrzem. Stąd dla utrzymania niezbędnej niezawodności pracy i trwałości już pięćdziesiąt lat temu zaczęto poszukiwać skutecznych sposobów oczyszczania powietrza wlotowego z pyłów – przy możliwie minimalnych oporach przepływu. Początkowo wykorzystywano płyty włókniny rozwijane na odpowiednich stelażach instalowanych przed wlotami silników – wymieniane po każdym locie [3]. Następnie opracowano samooczyszczalne odpylacze bezwładnościowe typu promieniowego (np. w śmigłowcach Sikorsky SH-3

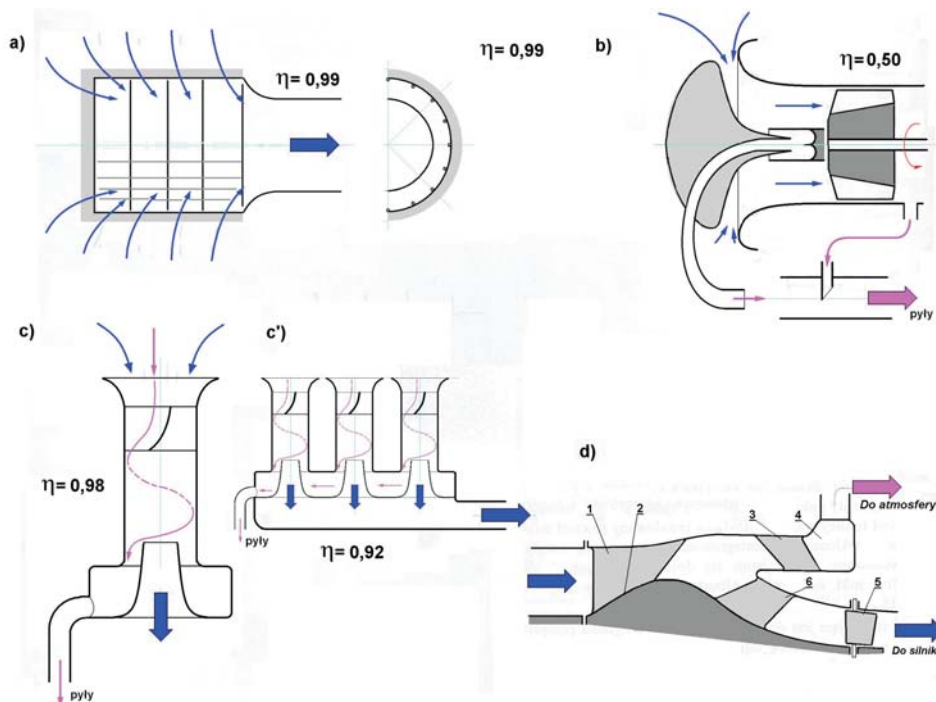
necessary for the chopper take-off and flight. Particularly it refers to the course of the driving torque and engine dynamics, better than in other structural systems. Fig. 4 presents rotor system flowcharts and engine characteristics corresponding to them. For comparison purposes the characteristics of a piston engine are shown here as well.

Among the presented characteristics the course of the turbine engine torque with a separate power turbine $M(a)$ is distinguished (large torque with low rotating speed). Engines of this type enable a rapid increment of load, which is very useful in a chopper, during a fast take-off or "ripping off" over an obstacle (the American choppers powered in this way rescued from captivity numerous aircraft pilots shot down in Vietnam). Tanks powered by turbine engines with a separate turbine (the American Abrams M1A1 with the AGT-1500 engine or the Russian T-80U powered by the GTD-1250 engine) have the ability of fast position changing after shooting, which impedes their "positioning" and destruction by the enemy.

The high costs of design development and new engine implementation caused the search for solutions enabling the extension of manufactured engine series. This was the way the new variants of the same structure designated to power aircraft (propeller) or choppers (chopper) were constructed. The only difference between them is the air intake structure, power outlet, exhaust manifold and some functions of the control systems. Fig. 5 presents the flowcharts of both variants of such structure. They are fitted with identical initial gear from which the drive is led to the reducer of the chopper main rotor or to the aircraft propeller reducer.

It is worth noting that the rotating speeds of turbine engine rotors are significantly higher than those of piston engine drive shafts (usually not exceeding 3000 rpm in aircraft engines). For example, the drive turbine of the GTD-350 engine (of the Mi-2 chopper) rotates with 24,000 rpm speed within the takeoff range, the rotating speed of the drive shaft is ca. 6000 rpm (after the initial reducer), while the rotating speed of the chopper carrying rotor does not exceed 400 rpm.

The main advantage of choppers (vertical takeoff) is the ability to take off from and land on small landing fields (most frequently incidental). One should remember that a turbine engine needs almost four times as much air as a piston engine of similar power. The military application of choppers, especially in dry, desert areas causes rise of dust from the landing ground, then sucked in by the engine together with air. Therefore, the search for effective ways of cleaning the intake air from dust, with possibly the lowest flow resistance, was already begun



Rys. 6. Schematy urządzeń oczyszczających powietrze wlotowe silników turbinowych: a) filtr włókninowy, b) odpylacz promieniowy, c) odpylacz osiowy, d) odpylacz promieniowo-osiowy; 1 – kierownice zawiorowawcza wlotowego, 2 – centralna ściana odchylająca strumień wlotowy, 3 – kierownice wylotowe odpylacza, 4 – kolektor zbiorczy odpylacza, 5 – wlotowe kierownice sprężarki, 6 – żebra nośne, η – porównawcza skuteczność oczyszczania

Fig. 6. Flowcharts of dedusters cleaning turbine engine intake air: a) unwoven fabric filter, b) radial deduster, c) axial deduster, d) radial-axial deduster; 1 – intake swirler vanes, 2 – central wall inclining the intake jet, 3 – deduster outler vanes, 4 – deduster collector, 5 – compressor intake vanes, 6 – carrying ribs, η – comparative cleaning effectiveness

Sea King, PZL Mi-2), osiowego w postaci palet multicyklonowych (np. śmigłowce Bell 412) oraz zintegrowane z silnikiem promieniowo-osiowym (np. GE T700-GE-701C na śmigłowcu UH-60 Black Hawk). Odpowiednie schematy takich odpylaczy przedstawiono na rys. 6.

Szerokie badania różnych filtrów i odpylaczy prowadzono już w latach siedemdziesiątych w Instytucie Pojazdów Mechanicznych WAT dla tłokowych silników dużej mocy (są tam nadal kontynuowane) oraz w Instytucie Techniki Lotniczej WAT dla turbinowych silników śmigłownicych. Zdobyte doświadczenie można pożytecznie wykorzystać w zastosowaniu do silników użytkowanych nie tylko w lotnictwie czy w pojazdach wojskowych, ale i w innych warunkach: polowych, przemysłowych, morskich.

4. Silniki okrętowe

Okrętowe turbinowe silniki spalinowe wzorowane są na wypróbowanych konstrukcjach lotniczych – śmigłowych i śmigłownicych. Obecnie staje się już niemal zasadą, że powstają na drodze ich odpowiedniej modernizacji (tzw. marynizacji) związanej z koniecznością przystosowania do zasilania olejem napędowym i pracy w agresywnym środowisku morskim [8].

Odrębnym zagadnieniem jest niezbędne zapotrzebowanie mocy. W przypadku napędów okrętów wojennych różni się ono zasadniczo od wszystkich innych jednostek pływających, a jeszcze bardziej od zastosowań w transpor-

fifty years ago. At first patches of unwoven fabric were used, unwound on appropriate racks installed before engine intakes – replaced after each flight [3]. Then appeared the self-cleaning inertial dedusters of radial type (e.g. in the Sikorsky SH-3 Sea King, PZL Mi-2 choppers), axial, in the form of multi-cyclone pallets (e.g. the Bell 412 choppers) and radial-axial integrated with the engine (e.g. GE T700-GE-701C on the UH-60 Black Hawk chopper). The corresponding flowcharts of such dedusters are presented in Fig. 6.

The extensive tests on various filters and dedusters were carried out at the Motor-Vehicle Institute of Military University of Technology back in the 1970's (and are still continued) and at the Aviation Engineering Institute of Military University of Technology for chopper turbo engines. The experience gained can be efficiently applied to the engines used not only in aviation or military vehicles, but also in other conditions: field, industrial, marine.

4. Marine engines

The marine turbine combustion engines are based on the proven aviation structures – those of a propeller and a chopper. At present this is almost a principle that they appear by way of appropriate modernization (so-called marinization) related to the necessity to adapt them to Diesel oil combustion and operation within the aggressive sea environment [8].

The necessary power demand is a separate issue. In case of warship propulsion, it principally differs from all the other vessels, even more from the applications in air or land transport. Cargo ships, like most airplanes (i.e. mainly cargo and passenger ones) and numerous motor-vehicles and rail cars are designed for traffic with fixed operating speed (excluding maneuvering, obviously). Warships are characterized by a varying power demand, designating even 90% of the total floating time for cruising and minimum speeds. However, there must be a possibility of reaching much higher speeds immediately at any time, up to the maximum speed, in order to accomplish a combat task or avoid collision. The difference between the cruising and maximum speed has existed almost ever since ships got rid of sails. The maximum speed is determined by combat demands on the one hand and restricted by common sense on the other, compromising between tactical demands and engineering capacities in this scope. In the 1990's the giving up of the „speed pursuit” at all cost was observed. The speed was fixed on the level of 30÷32

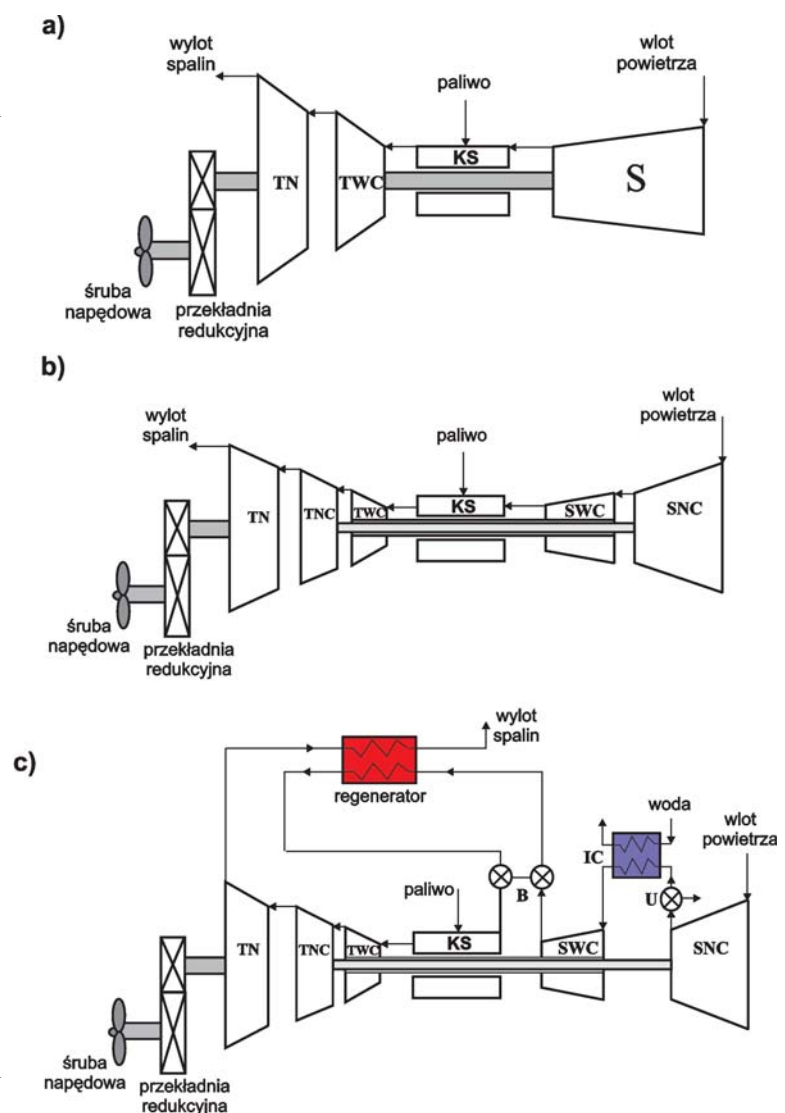
cie powietrznym czy lądowym. Statki towarowe podobnie jak większość samolotów (tj. głównie transportowych i pasażerskich) i wiele pojazdów drogowych oraz szynowych projektuje się do ruchu z ustaloną prędkością eksploatacyjną (oczywiście poza manewrowaniem). Okręty wojenne charakteryzuje zmienne zapotrzebowanie na moc, z przeznaczeniem nawet 90% ogólnego czasu pływania na prędkości krążownicze i minimalne. Musi jednak istnieć w każdej chwili możliwość natychmiastowego rozwinięcia dużo większych prędkości, aż do maksymalnej, w celu wykonania zadania bojowego lub uniknięcia kolizji. Różnica pomiędzy prędkością krążowniczą, a maksymalną istnieje bez mała od czasu, kiedy okręty wojenne pozbyły się żagli. Prędkość maksymalna jest z jednej strony określana przez wymagania bojowe, z drugiej zaś ograniczana przez zdrowy rozsądek, na drodze kompromisu między wymaganiami taktycznymi i możliwościami konstrukcyjnymi w tym względzie. W latach dziewięćdziesiątych ubiegłego stulecia można zaobserwować odejście od „pogoni za prędkością” uzyskaną za wszelką cenę. Ustaliła się ona na poziomie 30÷32 węzłów. Z kolei prędkość krążownicza, która wynika z przeznaczenia okrętu, podyktowana jest przede wszystkim wymaganiami w zakresie wykonywanych przez niego zadań. Obecnie określa się ją na poziomie 12÷18 węzłów.

Analizując różnicę prędkości pomiędzy wartościami 18 i 32 węzły, w kryteriach tylko i wyłącznie możliwych osiągnięć okrętu wojennego, nie jest ona imponująca. Biorąc jednak pod uwagę fakt, że dla jednostki pływającej zapotrzebowanie mocy wzrasta w przybliżeniu do trzeciej potęgi prędkości pływania sytuacja diametralnie się zmienia. Okazuje się bowiem, że w przypadku okrętu wojennego dla mniej niż 10% ogólnego czasu pływania z prędkością maksymalną instaluje się kilka, a nawet kilkanaście megawatów mocy nadmiarowej. W przypadku zastosowania do napędu okrętu łokowych silników spalinowych, zazwyczaj średnio- i szybkoobrotowych, należy liczyć się ze znacznym zwiększeniem masy i gabarytów siłowni, nawet o kilkadziesiąt ton i kilkanaście metrów sześciennych. Pojawienie się turbinowych silników spalinowych dużej mocy, przy jednocześnie małej masie i wymiarach głównych, to niewątpliwie zalety coraz częściej skłaniające konstruktorów współczesnych okrętów wojennych do ich szerokiego wykorzystania.

Oprócz zalet turbinowe silniki spalinowe mają też wady, przy czym najistotniejszą z nich jest stosunkowo duże jednostkowe zużycie paliwa przy pracy na obciążeniach częściowych. W takiej sytuacji możliwe są dwa sposoby rozwiązania problemu. Pierwszy, to stosowanie kombinowanych układów napędowych, o różnej konfiguracji, zapewniających ekonomiczne wykorzystanie

knots. The cruising speed, in turn, resulting from the ship's designation is most of all the consequence of requirements related to the tasks accomplished by such ship. At present it is determined on the level of 12÷18 knots.

Analyzing the difference between the values 18 and 32 knots, within the criteria of warship performances only, it is not impressive. However, considering the fact that the power demand of a vessel increased approximately to one third of the sailing speed power, the situation changes dramatically. It appears then that in case of a warship several or even more than a dozen of megawatt excess power is installed for less than 10% of the total floating time at the maximum speed. If piston combustion engines are applied to drive a ship, usually medium or high-speed, a significant growth of weight and size of the marine power plant, by several dozen tons and more than a dozen of cubic meters, should be considered.



Rys. 7. Współczesne konfiguracje okrętowych turbinowych silników spalinowych: a – silnik dwururkowy, b – silnik trójwurkowy, c – silnik trójwurkowy z chłodzeniem międzystopniowym i utylizacją ciepła spalin wylotowych, U – upust, B – obejście (by-pass), IC – chłodzenie międzystopniowe (intercooler)

Fig. 7. Modern configurations of marine turbine combustion engines: a – two-rotor engine, b – three-rotor engine, c – three-rotor engine with intercooler and outlet exhaust heat neutralization, U – bleed, B – by-pass, IC – intercooler

silników w całym zakresie zmian prędkości pływania [9]. Drugi kierunek działań zmierza do ciągłego doskonalenia obiegu cieplnego silnika. Tak między innymi zrodziła się pierwotna idea obiegu ICR (*Inter-Cooled Regenerative*) z chłodzeniem międzystopniowym i utylizacją ciepła spalin wylotowych [9].

Najogólniej rzecz ujmując można stwierdzić, że obecnie w technice napędów okrętów wojennych najbardziej rozpoznawane są następujące formy konstrukcyjne silników turbinowych:

- turbinowy silnik spalinowy z jedną sprężarką osiową i jedną turbiną stanowiącą tzw. wytwornicę spalin napędzającą oddzielną (nie związaną mechanicznie) turbinę napędową (rys. 7a),
- turbinowy silnik spalinowy z dwuwirnikową wytwornicą spalin i oddzielną turbiną napędową (rys. 7b),
- turbinowy silnik spalinowy o konstrukcji trójwirnikowej z chłodzeniem międzystopniowym i utylizacją ciepła (rys. 7c).

W każdym z powyższych rozwiązań dla zmiany kierunku ruchu stosuje się nawrotne konfiguracje silników (z wewnętrznymi kanałami odwracającymi kierunek ruchu wirnika turbiny napędowej – rys. 8), śruby napędowe o skoku nastawnym, bądź nawrotne przekładnie redukcyjne.

Pierwsze rozwiązanie jest najkorzystniejsze ze względu na właściwości manewrowe okrętu, jednak odbywa się to kosztem obniżenia sprawności silników napędowych nawet o około 3÷6% [8]. Zmianę kierunku przepływu spalin przez dolną lub górną palisadę łopatek wirnikowych realizuje się przez obrót łopatek kierowniczych 1 (rys. 8a) lub jednocześnie obrót łopatek kierowniczych i uniesienie taśmy upustowej spalin (rys. 8b). Łopatki biegu wstecz, których jest około dwukrotnie więcej niż łopatek biegu naprzód, mają odwrócone profile i są oddzielone półką 3 od palisady dolnej pracującej na bieg naprzód. Równoczesne, częściowe otwarcie obu kanałów przepływowych daje efekt równoważący momenty gazodynamiczne w wirniku turbiny napędowej, zapewniając płynność manewrowania okrętem. Maksymalna moc silnika przy pracy turbiny napędowej na wstecz wynosi około 10% mocy przy biegu naprzód. Czas przesterowania turbiny i zmiana kierunku ruchu z biegu naprzód na wstecz (i odwrotnie) wynosi 4÷7 s.

Śruby nastawne upraszczają układ transmisji momentu obrotowego, niestety emitują wysoki poziom szumów podwodnych ograniczający ich szerokie wykorzystanie.

Coraz mniej popularne są również przekładnie nawrotne. Skomplikowany technologicznie układ kinematyczny wymagający precyzyjnego, a zatem rozbudowanego systemu sterowania, przy znacznej masie i gabarytach przekładni są przyczyną odchodzenia od tego typu rozwiązań.

The appearance of high-power turbine combustion engines, combined with low weight and major dimensions, are the indisputable advantages inducing the structural engineers of modern warships to use them extensively.

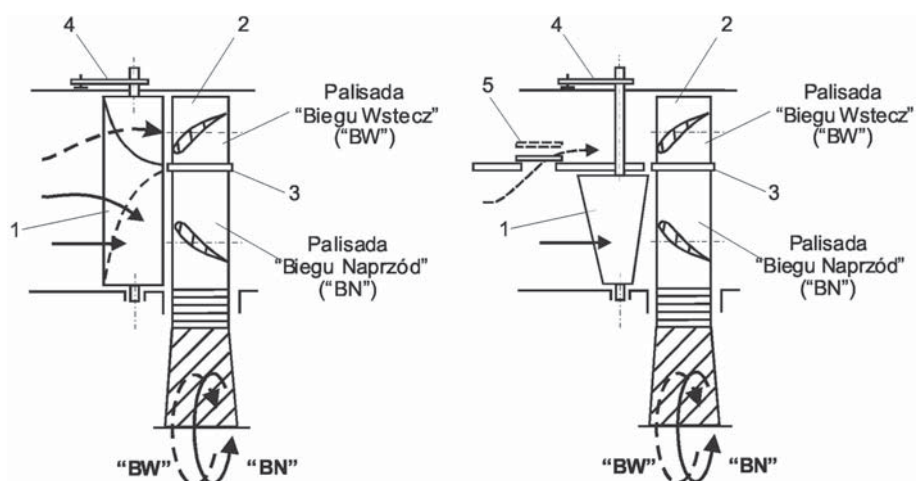
Apart from the advantages, there are also disadvantages of turbine combustion engines, whereby the most significant disadvantage is the relatively high unit fuel consumption during the operation with part loads. In such situation there are two methods of solving the issue. The first one is the application of hybrid driving units of varying configuration, providing the economic use of engines throughout the whole range of sailing speed changes [9]. The other way of action tends to the permanent improvement of the thermal circulation in the engine (*Inter-Cooled Regenerative ICR*) with intercooling and neutralization of the outlet exhaust heat [9].

Most generally speaking, the following structural forms of turbine engines are most commonly used in the warship power technology at present:

- Turbine combustion engine with one axial compressor and one turbine being the so-called exhaust generator powering the separate (standalone) power turbine (Fig. 7a),
- Turbine combustion engine with two-rotor exhaust generator and a separate power turbine (Fig. 7b),
- Turbine combustion engine with a three-rotor structure, intercooling and heat neutralization (Fig. 7c).

In each of the above solutions, the reversible engine configurations are applied to change the traveling direction (with internal ducts, reversing the power turbine rotor movement direction – Fig. 8), adjustable torque screw propellers, or reversible reduction gears.

The first solution is the most advantageous one, due to the maneuvering properties of the ship, however, this is done at the cost of reducing the power efficiency by up to ca. 3÷6% [8]. The upper or the lower deck of a double-deck blade rotor change the exhaust flow direction by rotating the guide vanes 1 (Fig. 8a) or rotating the guide vanes simultaneously and lifting the exhaust bleed tape (Fig. 8b). The reverse run vanes,



Rys. 8. Schemat nawrotnej turbiny napędowej: a) rozwiązanie „General Electric”, b) rozwiązanie „Zaria”; 1 – kierownica nastawna, 2 – pięciopiętrowa palisada łopatek wirnikowych, 3 – półka, 4 – mechanizm obracający kierownice nastawne, 5 – taśma upustowa

Fig. 8. Reverse power turbine flowchart: a) „General Electric solution”, b) „Zaria” solution; 1 – adjustable guide vane, 2 – multi level rotor vane palisade, 3 – shelf, 4 – mechanism rotating adjustable guide vanes, 5 – bleed belt

Eksploatacja układów napędowych z turbinowymi silnikami spalinowymi w warunkach morskich stawia przed użytkownikiem szereg specyficznych wymagań gwarantujących ich długotrwałą i bezawaryjną pracę. Użytkowanie w warunkach morskich wymaga zdolności do kontynuowania pracy układu napędowego podczas długotrwałych przechyłów, przegłębień i permanentnych kołysań okrętu w szorstkich warunkach pogodowych. Podczas intensywnego falowania morza, oprócz oddziaływania na węzły łożyskowe wirników silnika znacznych obciążeń mechanicznych, równie istotne zagrożenie stanowi możliwość bezpośredniego przedostawania się wody morskiej do części przepływowej, nawet w dość znacznych ilościach [7, 8, 9].

Zasysany przez silnik czynnik roboczy, tzw. pyrozol morski (suche powietrze zawierające stałe cząsteczki pochodzenia mineralnego oraz ciekłe cząsteczki wody, w których rozpuszczona jest sól wody morskiej), niosąc ze sobą w głąb kanałów przepływowych różnorodne substancje w nim zawarte, staje się przyczyną powstawania osadów. Pyrozol morski powstaje w wyniku oddziaływania wiatru i ruchu okrętu na powierzchnię morza. Zupełnie inny problem stanowi możliwość obecności spalin w pyrozolu zasysanym przez silnik. Pochodzą one z samego silnika (dysfunkcja uszczelnień labiryntowych), bądź też ich źródłem może być inny okrętowy silnik spalinowy napędu głównego lub pomocniczego okrętu. W konsekwencji wskaźniki energetyczne okrętowych turbinowych silników spalinowych, a tym samym ich charakterystyki zewnętrzne i wewnętrzne ulegają ciągłym zmianom wraz z upływem czasu eksploatacji. Jest to proces nieunikniony, którego dynamika i charakter przebiegu jest ściśle uzależniony od szeroko pojętych warunków eksploatacji. O skali tego zjawiska decydują również względy konstrukcyjne przyjętych rozwiązań wlotów powietrza, kanałów dolotowych i wylotowych, zastosowanych odpylaczy oraz zakresach pracy silnika. Obowiązującą zasadą przy projektowaniu kadłuba okrętu z napędem turbinowym jest usytuowanie wlotów powietrza możliwie najbliżej płaszczyzn diametralnej i owręza okrętu, na wysokości ponad warstwą przywodną (8 metrów nad poziomem morza). Ich kształt i usytuowanie powinno ograniczyć do minimum prawdopodobieństwo przedostania się do kanałów silnika mas wody rozbryzgiwanych przez kadłub i spalin wylotowych pracujących maszyn okrętowych. Współczesne szybkie okręty wojenne (i nie tylko) z napędem turbinowym wyposażone są w urządzenia oczyszczania powietrza (odpylacze), które zainstalowane na okręcie, pomiędzy wolną atmosferą i przekrojem wlotowym silnika, zmniejszają ilość wody, a tym samym ilość soli morskich przedostających się do kanałów międzyłopatkowych silnika. Ich konstrukcja, geometria i charakterystyki uwarunkowane są przeznaczeniem i możliwościami okrętu.

Warunki eksploatacji okrętowych turbinowych silników spalinowych podzielić można na dwie zasadnicze grupy [7, 8]:

- 1) warunki otoczenia, tj.:
 - miejsce eksploatacji okrętu (baseny portowe, charakterystyka akwenu pływania itp.),

twice as many as forward run vanes, have reverted profiles and are separated by shelf 3 from the lower palisade operating on the forward run. The simultaneous, partial operating of both flow ducts gives an effect balancing the gas-dynamic torques in the power turbine rotor, providing the ship maneuver flexibility. The maximum power of the engine with reverse power turbine operation is ca. 10% of the forward run power. The turbine redirecting time and change of traffic direction from forward to reverse run (and vice versa) is 4-7 s.

The adjustable screws simplify the torque transmission system, at the same time, unfortunately, emitting high level of underwater noises, which restricts any wide application.

The reverse gears become less and less popular, as well. The technologically complex kinetic layout requiring a precise, i.e. extended control system, with the big weight and large size of the gear cause the fact that such solutions are more and more frequently dropped.

The operation of propulsion systems with turbine combustion engines in the sea conditions sets a range of specific requirements with the user, guaranteeing a long-running and faultless work of such engines. Operation under sea conditions requires the ability to continue the function of the propulsion system during persistent tilts, trims and permanent swaying of the ship in stormy weather conditions. During intensive sea waves, in addition to the impact on the engine rotor bearings and large mechanical loads, there is a risk of large volumes of seawater getting into the passage [7, 8, 9].

The working medium sucked in by the engine, the so-called sea pyrosol (dry air containing solid particles of mineral origin and liquid water particles with sea water salt dissolved in them), becomes the source of sediments while carrying along various substances contained therein into the flow ducts. The sea pyrosol is created as a result of wind and ship movement effect on the sea surface. The possibility of exhaust presence in the pyrosol sucked in by the engine is another issue. They originate from the engine itself (labyrinth sealing dysfunction), or another marine combustion engine of the main or auxiliary power of the ship can be the source of such exhaust. In consequence, the energetic indexes of marine combustion turbine engines and their external and internal characteristics at the same time, are subject to continuous changes as the operation time goes by. This process is inevitable, the dynamics and nature thereof being closely dependent on the operating conditions, in the widest meaning thereof. The scale of this phenomenon is also decided upon by the structural terms of accepted air intake solutions, inlet and outlet ducts, dedusters applied and engine operation ranges. The principle applicable in designing the turbine powered ship hull is the location of air intakes as close to the diametral plain and the midship section as possible, on the level above the water layer (8 m above the sea level). Their form and situation should restrict to the minimum the probability of water masses splashed around by the hull and the outlet exhaust of working ship machines. The contemporary turbo powered fast warships (and not only) are fitted with air cleaning devices (dedusters) installed on the ship between the free atmosphere and engine intake section, reduce the

- parametry atmosfery w kontekście ich odchylenia od tzw. atmosfery wzorcowej (ISA),
- 2) zmiana geometrii kanałów przepływowych i stanu powierzchni spowodowana:
 - odwracalnym procesem zanieczyszczenia kanałów przepływowych i nieodwracalnym korozyjno-erozyjnym procesem zużycia ich powierzchni,
 - deformacją kształtu kadłubów zewnętrznych silnika (zmiana luzów promieniowych i osiowych w zespołach wirnikowych),
 - uszkodzeniami w następstwie przypadkowego przedostania się do części przepływowej tzw. obcych przedmiotów,
 - uszkodzeniami konstrukcji podzespołów regulacji geometrii części przepływowej (upust powietrza, elementy mechanizmu nawrotu oddzielnej turbiny napędowej, regulowana kierownica wlotowe etc.).

Zagadnienie szczególnej wrażliwości okrętowych turbinowych silników spalinowych na zmienność szeroko rozumianych morskich warunków eksploatacji nic nie straciło na aktualności od czasu pierwszych aplikacji tego typu napędu, kiedy w 1947 roku silnik „Gatric” produkcji British Associated Electrical Industries Ltd., oznaczony symbolem G1 (1840 kW) wykorzystano jako silnik mocy szczytowej do napędu kutra torpedowego Royal Navy o numerze taktycznym M.G.B.2009 [5, 6]. Stanowił on morską adaptację silnika odrzutowego Metropolitan – Vickers, do którego „dostawiono” oddzielną (swobodną) turbinę napędową. Pierwsze próby okrętu w morzu kompletnie zaskoczyły konstruktorów silną wrażliwością silnika na zanieczyszczenia osadami soli kanałów międzyłopatkowych sprężarki. Po około 20 godzinach pracy spadek osiąągów okrętu był tak duży, iż przerwano dalsze testy. Zaobserwowaną niedoskonałość udało się wówczas rozwiązać tylko częściowo, poprzez wtrysk wody destylowanej do powietrza na wlocie do sprężarki.

5. Inne zastosowania silników turbinowych

Główne cechy współczesnych lotniczych silników turbinowych: małe wymiary gabarytowe i masa odnoszone do jednostki mocy, jednostkowe zużycie paliwa porównywalne już z wartościami osiąganymi przez użytkowane silniki tłokowe o zapłonie iskrowym, wielopaliwowość, zdolność do prawie natychmiastowego obciążenia po rozruchu – powodują postępujące wykorzystywanie ich w innych dziedzinach techniki niż lotnictwo. Wielkoseryjnie produkowany w Polsce silnik GTD-350 (będący kopią wczesnej wersji silnika Allison 250 według licencji z „drugiej ręki”) – stanowiący napęd śmigłowców Mi-2 – był badany z zamiarem zastosowania go do napędu polowego agregatu prądowłórczego awaryjnie zasilającego instalacje lotniskowe (ITWL) oraz jako niskotoksyczny silnik zasilany zamiennie różnymi paliwami ciekłymi i gazem (Instytut Lotnictwa) [10].

Już we wczesnych latach drugiej połowy ubiegłego wieku opracowano wiele różnych konstrukcji turbinowych silników odrzutowych (jako wytwornic spalin) w zastosowaniu do napędzania szczytowych elektrowni stacjonarnych, okrętów i statków morskich, a wersje silników śmigłowcowych do napędu np. lokomotyw busterowych i ciężkich

volume of water and at the same time of sea salts getting into the intervane ducts of the engine. Their structure, geometry and characteristics are conditioned by the designation and capacities of the ship.

The marine combustion turbine engine operation conditions can be divided into two principal groups [7, 8]:

- 1) Ambient conditions, i.e.:
 - Ship operation place (harbor area, sailing water area characteristics, etc.),
 - Atmosphere parameters in the context of their deviations from the International Standard Atmosphere (ISA),
- 2) Change of flow duct geometry and surface condition caused by:
 - Reversible process of flow duct contamination and irreversible corrosion-erosion process of their surface wear,
 - Deformation of the shape of the external engine blocks (change of radial and axial clearances in the rotor assemblies),
 - Damage in consequence of accidental penetration of the so-called impurities into the flow part,
 - Damage of subassembly structure of flow part geometry (air bleed, reverse mechanism elements of separate power turbine, adjustable intake vane, etc.).

The issue of the particular sensitivity of marine turbine combustion engines to the variability of widely understood sea operation condition has never become out of date since the first applications of this type of power in 1947, i.e. when the „Gatric” engine manufactured by British Associated Electrical Industries Ltd., marked G1 (1840 kW) was used as the peak power engine to power the Royal Navy motor torpedo boat with tactical number M.G.B.2009 [5, 6]. It was the marine adaptation of the Metropolitan – Vickers jet engine, with separate (free) power turbine “added” to it. The first tests of the ship in the sea completely surprised the constructors with the strong sensitivity of the engine to contamination with salt sediments of the compressor intervane ducts. After ca. 20 hours of operation the drop of the ship performances was so significant that the further tests were interrupted. The imperfection observed was solved partially only by injection of distilled water into the air at the compressor’s intake.

5. Other applications of turbine engines

The major characteristics of modern turbine engines: small size and light weight against the unit of power, unit fuel consumption comparable with the values achieved by piston spark-ignition engines, multifuel characteristics, immediate load capacity after start-up – cause their progressive application in other fields of technology than aviation. The GTD-350 produced in long series in Poland (copy of the early version of the Allison 250 engine, under a „second hand” license) – powering the Mi-2 helicopters – was tested with the intention to apply it in a field generator set, powering airfield systems (ITWL) in emergency and as a low-toxicity engine interchangeably supplied with various liquid fuels (Institute of Aviation) [10].

Numerous turbine structures of jet engines (as exhaust generators) applied to power stationary power plants, warships and sea-boats, and the versions of chopper engines – to power

wozów bojowych. Próbowano wdrożyć silniki turbinowe do napędu samochodów ciężarowych dużej ładowności, a w nowoczesnych armiach wykorzystuje się je w agregatach prądowców samodzielnej artylerii lufowej i rakietowej. Wydaje się także sensowne zastosowanie silników turbinowych w napędach hybrydowych samochodów ciężarowych dużej ładowności. W omal niezmienionej postaci wykorzystuje się śmigłowcowe silniki turbinowe jako napęd desantowych poduszkiowców w przodujących technicznie armiach świata.

6. Podsumowanie

Wszystkie części silników turbinowych odpowiedzialne za prawidłowe działanie i trwałość ich zespołów są wykonywane z materiałów szlachetnych lub pokrywane zewnątrz takimi materiałami, co powoduje, że silniki jako całość są szczególnie odporne na agresywne składniki otaczającej atmosfery wraz ze znajdującymi się w niej zanieczyszczeniami. Elementy konstrukcji wymagające smarowania: łożyska toczne stanowiące podpory wirników sprzężarek i turbin oraz osi kół zębatach przekładni redukcyjnych do odbiornika mocy i przekładni napędu agregatów oraz samych kół zębatach decydują o ilości przepływającego oleju ze względu na potrzeby odprowadzania ciepła od tych części i zespołów. W lotnictwie i okrętownictwie stosuje się prawie wyłącznie oleje syntetyczne zachowujące swe właściwości w znacznie szerszym zakresie temperatur niż oleje mineralne stosowane jeszcze niekiedy w starszych silnikach.

Od pewnego czasu w transporcie naziemnym i w lotnictwie czynione są próby stosowania tzw. paliw odtwarzalnych ze szczególnym zwróceniem uwagi na zachowanie trwałości, niezawodności i bezpieczeństwa działania napędów z użyciem tego rodzaju paliw (i przekonania o tym szeregu oponentów). Dotychczasowe badania profesjonalne (jak i „półamatorskie” np. użytkowników brazylijskich) dotyczą głównie silników tłokowych – silniki turbinowe są „z natury” wielopaliwowe. Z uwagi na konieczność ograniczania ilości gazów cieplarnianych wprowadzanych do atmosfery należałoby upowszechnić wiedzę dotyczącą własności różnych paliw pod względem ilości energii uzyskiwanej przy wyemitowaniu podobnej masy dwutlenku węgla. Okazuje się na przykład, że dla paliw ropopochodnych 1 kg dwutlenku węgla powstaje przy wytworzeniu (przez spalanie paliwa) ok. 720 kJ energii, dla etanolu ten wskaźnik jest korzystniejszy i wynosi 960 kJ, a dla metanolu blisko 1200 kJ/kg_{CO2}.

W silnikach intensywnie eksploatowanych, np. szybkich okrętów wojennych, a także w lotnictwie pasażerskim i transportowym (silniki o dużych nalotach godzinowych w krótkim czasie), stosuje się już powszechnie od niemal ćwierćwiecza okresowe mycie kanałów przepływowych wtryskiwanymi do wlotów cieczami rozpuszczającymi osady, przy jednoczesnym obracaniu wirników silnika z prędkościami obrotowymi „zimnego” rozruchu [4]. Takie okresowe mycie wypłukuje osady zanieczyszczeń na profilach łopatek sprzężarek i turbin oraz w otworach komory spalania przywracając sprawność tym zespołom silnika.

Wszystkie działania prowadzące do unowocześniania silników turbinowych jak minimalizacja zużycia paliwa,

booster locomotive engines and heavy combat vehicles were developed in the mid twentieth century. There were attempts to implement turbine engines to power large load-carrying capacity trucks and they are used in generating sets of independent barrel and missile artillery of modern armies. It also seems reasonable to apply turbine engines to hybrid drives of large load-carrying capacity trucks. Turbine chopper engines are used almost unmodified as the drive of hovercraft in the technologically leading armies of the world.

6. Summary

All the parts of turbine engines responsible for the proper operation and durability of their assemblies are made with noble materials or plated with such noble materials, in consequence the engines as a whole are particularly resistant to the aggressive components of the ambient atmosphere, together with the contaminants it contains. The structure elements demanding lubrication: roller bearings being the supports of compressor and turbine rotors and axes of the reduction gears to the power receiver and generator set drive gears as well as the gears alone decide on the volume of oil flowing through in terms of disposal of heat from those parts and assemblies. In aviation and shipbuilding synthetic oils are used in almost all cases as they maintain their properties at a larger temperature range than the mineral oils sometimes used in older engines.

For some time attempts have been made in land transport and aviation to apply renewable fuels with particular attention to maintaining durability, unfailing performance and safety of the functioning of various drives using this type of fuels (and convincing a number of opponents of the same). The professional research made so far (as well as the „semi-amateur”, e.g. by Brazilian users) mainly concerns piston engines – the turbine engines being multifuel “by nature”. Due to the necessity to restrict the volume of greenhouse gases emitted to the atmosphere, the knowledge related to the properties of various fuels should be disseminated, considering the amount of power obtained when emitting a similar amount of carbon dioxide. It appears, for example, that for oil derivative fuels 1 kg of carbon dioxide is generated by production of ca. 720 kJ of power (by burning the fuel), the index is better for ethanol i.e. 960 kJ, while it is almost 1200 kJ/kg_{CO2} for methanol.

In the intensively used engines, e.g. of fast warships, and in passenger and cargo aviation (the engines with large amounts of flight hours within a short period of time), the regular washing of the flow ducts with sediment solving liquids injected in them has been commonly applied for almost a quarter of a century, with simultaneous rotating of the engine rotors at “cold” start speeds [4]. Such regular washing rinses the contaminant sediments on the compressor vane and turbine profiles and in the combustor openings restoring the efficiency of those engine assemblies.

All the actions leading to the modernization of turbine engines and the fuel consumption minimization, their technical condition diagnosing systems, increasing the subassembly durability by the application of intake air dedusters, appropriate situation and formation of intakes [13], as well as the

systemy diagnozowania ich stanu technicznego, zwiększanie trwałości podzespołów poprzez stosowanie odpylaczy powietrza wlotowego, odpowiednie umieszczanie i kształtowanie wlotów [13], a także stosowanie ejektorów gazów wylotowych czy nawet mycie kanałów przepływowych – są działaniami proekologicznymi. Ograniczają bowiem do-
 różnie emisję hałasu i szkodliwych składników spalin oraz zmniejszają ilość energii koniecznej do wyprodukowania nowych silników dzięki wydłużeniu okresu bezpiecznej eksploatacji tych, już użytkowanych.

Staje się ważne (w odniesieniu do każdego urządzenia i rzeczy użytkowanej) minimalizowanie niezbędnej energii do ich wytworzenia, eksploatacji... aż do utylizacji. Wydaje się już koniecznością zmiana sposobu oceny opłacalności wykorzystywania wszelkich urządzeń technicznych nie według poniesionych kosztów ich wytworzenia i iluzorycznych oszczędności użytkowania na system oceny, w którym kryterium byłby stopień obciążenia środowiska naturalnego np. ilość wytwarzanego dwutlenku węgla od momentu rozpoczęcia produkcji, aż po proces utylizacji po złomowaniu.

application of outlet gas ejectors or even washing the flow ducts – are environment friendly actions. They restrict the noise and toxic exhaust component emission and reduce the amount of power necessary to produce new engines, thanks to the extension of safe operating period of those being already in use.

The minimization of the power necessary (in relation to every device and object used) to produce, operate and scrap them in the end becomes important. It seems necessary now to replace the valuation methods of using any technological equipment, not in terms of their production costs incurred and some illusive savings of use with a valuation system with the environment load extent, e.g. the amount of carbon dioxide produced since the production start until neutralization after scrapping, as a criterion.

Artykuł recenzowany

Bibliografia/Bibliography

- [1] Balicki W., Szczeciński S., Kawalec K., Pałowski Z., Szczeciński J.: Historia i perspektywy rozwoju napędów lotniczych. Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, 2005.
- [2] Balicki W., Szczeciński S.: Diagnostyka lotniczych silników turbinowych. Zastosowanie symulacyjnych modeli silników do optymalizacji zbioru parametrów diagnostycznych. Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, 2001.
- [3] Dzierżanowski P., Kordziński W., Otyś J., Szczeciński S., Wiatrek R.: Turbinowe silniki śmigłowe i śmigłowcowe. Wyd. Komunikacji i Łączności, Warszawa 1985.
- [4] Głowacki P., Michalak B., Szczeciński S.: Mycie kanału przepływowego. Wojsk. Przegl. Techn. Z. 3, 1990.
- [5] Hemingway B.E.: Surge and its implications in gas turbines. The Oil Engine and Gas Turbine. October 1961.
- [6] Hemingway B.E.: A new british naval gas turbine. The Oil Engine and Gas Turbine. October, England 1959.
- [7] House E.M.: Experience with the TF40B engine in the LCAC fleet. International Gas Turbine and Exposition Cologne, Germany, June 1-4, 1992.
- [8] Korczewski Z.: Metoda diagnozowania części przepływowej okrętowego turbinowego silnika spalinowego w eksploatacji. Akademia Marynarki Wojennej (rozprawa doktorska), Gdynia 1992.
- [9] Korczewski Z.: Identyfikacja procesów gazodynamicznych w zespole sprężarkowym okrętowego turbinowego silnika spalinowego dla potrzeb diagnostyki. Monografia. Akademia Marynarki Wojennej, Gdynia 1999.
- [10] Niedziałek B., Balicki W., Gryglewski W.: Możliwości zastosowania silnika GTD-350 do celów nielotniczych. Ref. konfer. "Silwoj", Jurata 2003.
- [11] Sweetman B.: The most advanced jet fighter. Popular Science, Vol. 270, April 2007.
- [12] Szczeciński S. I in.: Turbinowe napędy samochodów. Wyd. Komunikacji i Łączności, Warszawa 1985.
- [13] Szczepanik R., Szczeciński S.: Badanie warunków zasysania zanieczyszczeń mechanicznych do wlotów turbinowych silników odrzutowych. Techn. Lotn. i Astron. Z. 3, 1978.
- [14] Opisy silników F100 – PW – 220/220E/229 Growth, Materiały firmy Pratt and Whitney.

Kmdr dr hab. inż. Zbigniew Korczewski – Dziekan Wydziału Mechaniczno-Elektrycznego, Akademia Marynarki Wojennej w Gdyni.

Mr Zbigniew Korczewski, DSc., DEng. – Commodore and Professor in the Polish Naval Academy in Gdynia.



Dr inż. Włodzimierz Balicki – adiunkt w Zakładzie Napędów, Instytut Lotnictwa Warszawa.

Mr Włodzimierz Balicki, DEng. – assistant professor in the Institute of Aviation, Warsaw.



Prof. dr hab. inż. Stefan Szczeciński – profesor konsultant, Instytut Lotnictwa Warszawa.

Prof. Stefan Szczeciński, DSc., DEng. – professor in the Institute of Aviation, Warsaw.

