

Włodzimierz Balicki
Instytut Lotnictwa Warszawa

Zbigniew Korczewski
Akademia Marynarki Wojennej

Stefan Szczeciński
Instytut Lotnictwa Warszawa

GLÓWNE KIERUNKI ROZWOJU I ZASTOSWAŃ TURBINOWYCH SILNIKÓW SPALINOWYCH

STRESZCZENIE

W artykule zarysowano historię rozwoju konstrukcji, zastosowań i rozwoju metod eksploatacji silników turbinowych oraz ich cechy predestynujące ten rodzaj silników do napędu środków transportu powietrznego i morskogo. Opisano aktualne formy konstrukcyjne i ich wpływ na charakterystyki użytkowe. Przedstawiono kształtujące się tendencje rozwojowe, szczególnie wskutek wymagań ochrony środowiska, które wymuszają zastępowanie klasycznych paliw ropopochodnych paliwami alternatywnymi.

Słowa kluczowe:

turbinowe silniki spalinowe, formy konstrukcyjne, problemy eksploatacyjne.

WSTĘP

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 między I a II wojną światową. W Polsce modelowy turbinowy silnik odrzutowy skonstruował i uruchomił zespół w składzie: J. Oderfeld, J. Sachs i W. Bernadzikiewicz już w 1931 roku. Działo się

to równocześnie z pracami F. Whittle'a (Wielka 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.) [2]. I chociaż początkowo Anglicy przewodzili w rozwoju konstrukcji tych silników, to jednak 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 raketowe średniego zasięgu V-2, których napęd stanowił silnik raketowy 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 sprężonej (poprzez reduktor) ze śrubą statku (British Thomson-Houston 1950 r.), śmigłem samolotu (Vickers „Viscount” z silnikiem Rolls-Royce'a „Dart”, 1953 r.) czy wirnikiem nośnym śmigłowca (Alouette II, 1955 r.) [2]. 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 ciężkich pojazdów (wozów bojowych), agregatów prądotwórczych albo 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 niskiego zużycia paliwa, wysokiej trwałości (pierwsze silniki odrzutowe osiągały trwałość około 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.

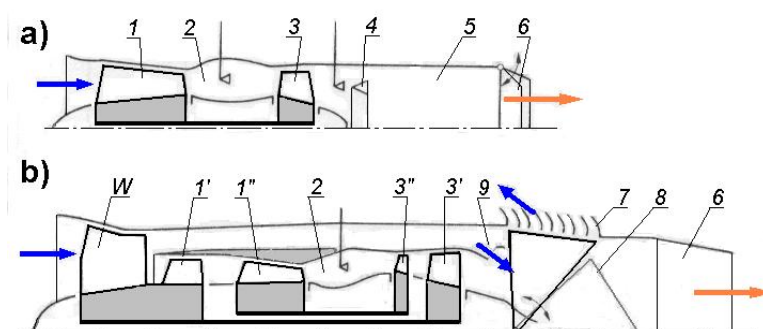
SILNIKI ODRZUTOWE

Początkowo były to proste konstrukcyjnie silniki przeznaczone do napędu szybkich samolotów bojowych, współcześnie nazywane 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 — istotne ze względu na szeroki zakres zmian warunków pracy sprężarki w samolocie bojowym. Współcześnie wyodrębniły się dwa zasadnicze typy silników odrzutowych: jednoprzepływowe i dwuprzepływowe, prawie wyłącznie ze sprężarkami osiowymi (odpowiednie schematy przedstawiono na rysunku 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 poprzecznego silnika oraz, niestety, stosunkowo wysokim jednostkowym zużyciem paliwa (1,0...0,8 kg/daNh) .

Obszar zastosowań tego typu silników jest szeroki: 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 i z dopalaniem o 30...50% większym.



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' — turbina niskiego ciśnienia, 3'' — turbina wysokiego ciśnienia, 6 — dysza wylotowa o regulowanym polu przekroju, 7 — odwracacz ciągu, 8 — kłapy odwracacza ciągu, 9 — mieszalnik strumieni, W — wentylator)

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 — niskie jednostkowe zużycie paliwa sięgające już wartości 300 g/daNh. Komplikacja konstrukcji wynika

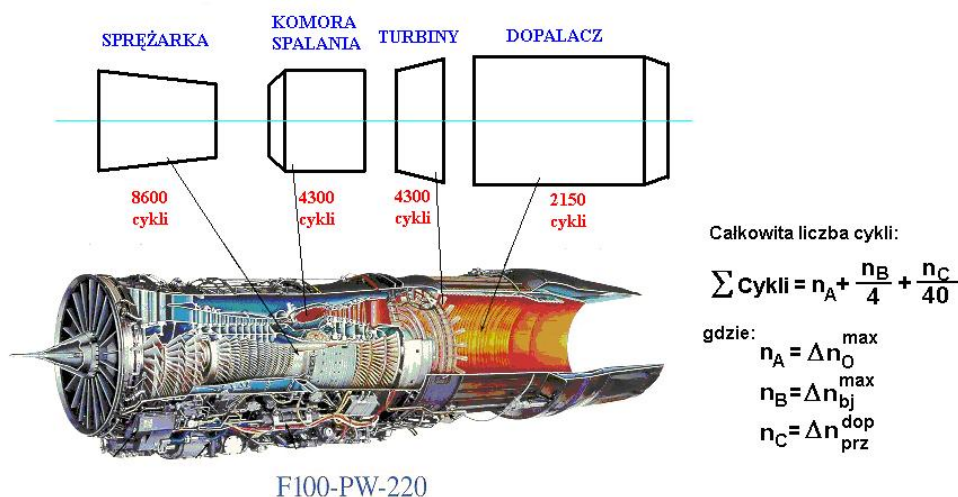
stąd, że wymagany spręż osiąga wartości rzędu 25...35, a natężenie przepływu powietrza w największych silnikach przekracza 1000 kg/s. Stąd silniki te są zwykle dwu- lub nawet trójwornikowe, a sprężarki — prawie wyłącznie osiowe — składają się ze znacznej liczby stopni.

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 mieszalnikiem 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 współcześnie wartości $m_z/m_w \sim 5,0$ i więcej, wyposażone w odwracacz ciągu (odwracający w trakcie dobiegu, przy lądowaniu około 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 30...40 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 rzeczywistej liczby cykli (obliczonych przez zsumowanie również cykli niepełnych) odbywa się na podstawie zarejestrowanych najważniejszych parametrów silnikowych [1].

Wprowadzenie automatycznej rejestracji parametrów pracy silników (*on-line*) umożliwiło opracowanie systemów diagnostyki silnika i zmiany sposobu 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 zmęczeniowe, 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 sprężarek i turbin (rys. 2.) [11]. Przekłada się to na wiele tysięcy godzin niezawodnej pracy, przy czym remont ogranicza się do wymiany modułu, który przepracował odpowiednią liczbę cykli. Silniki samolotów pasażerskich, które pracują w dużo bardziej stabilnych warunkach niż silniki samolotów bojowych, osiągają czasy użytkowania przekraczające 20 000 godzin pracy. Rekordzistą jest jeden z silników CF-6 firmy GE, który na Boeingu 767 w PLL „LOT” osiągnął nawet 50 000 godzin.

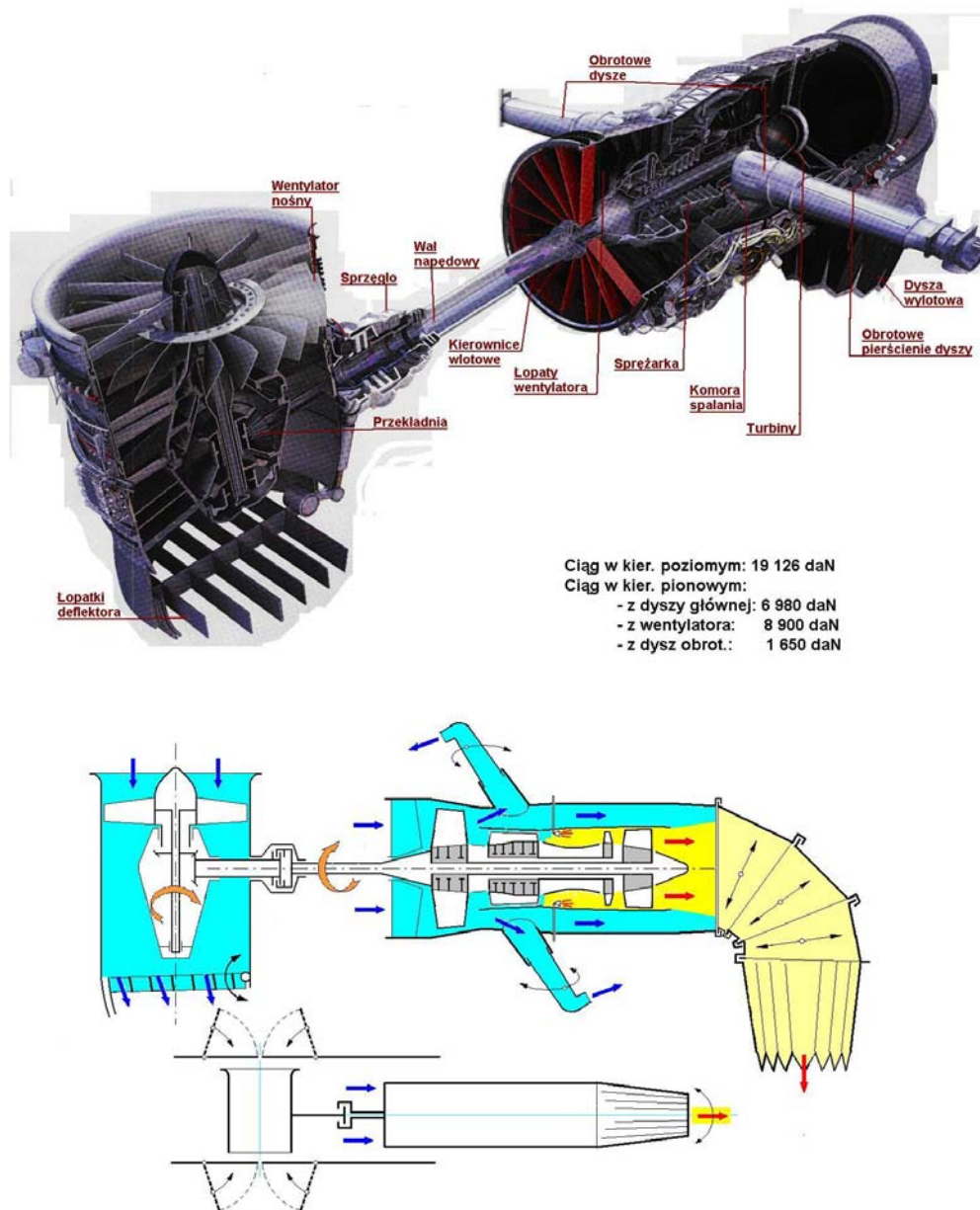


Rys. 2. Schemat wymiany modułów silnika odrzutowego w zależności od liczby przeniesionych cykli zmęczeniowych

Jedną z najnowszych konstrukcji jest zespół napędowy samolotu F-35 Lightning II opracowany w ramach projektu JSF (*Joint Strike Fighter*), którego schemat działania i szkic konstrukcyjny przedstawiono na rysunku 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 trójprzepływowy (!) 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 oraz przymknięte są kłapy dopalacza, tak aby moc turbin ograniczała się do napędu wirników podstawowych (dwóch) kanałów przepływowych. Pozostała za zespołem turbin energia spalin jest zamieniana w dyszy wylotowej na ciąg marszowy.

Zastosowanie tak napędzanych samolotów w lotnictwie bojowym może radykalnie zmienić koncepcję budowy lotnisk przyfrontowych i okrętów-lotniskowców.



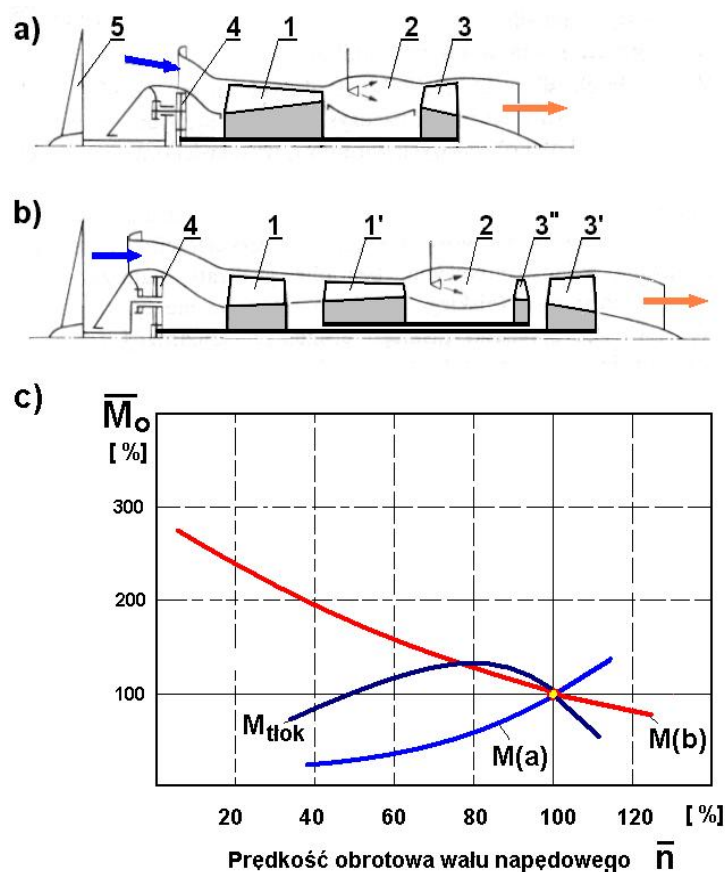
Rys. 3. Zespół napędowy Pratt & Whitney F-135 samolotu F-35 B (oprac. na podst. [12])

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 około 1000 KM do 5000 KM, ale wkrótce znacznie wzrosła — nawet do 15 000 KM (radziecki NK-12MV napędzający w zespole 4-silnikowym 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.

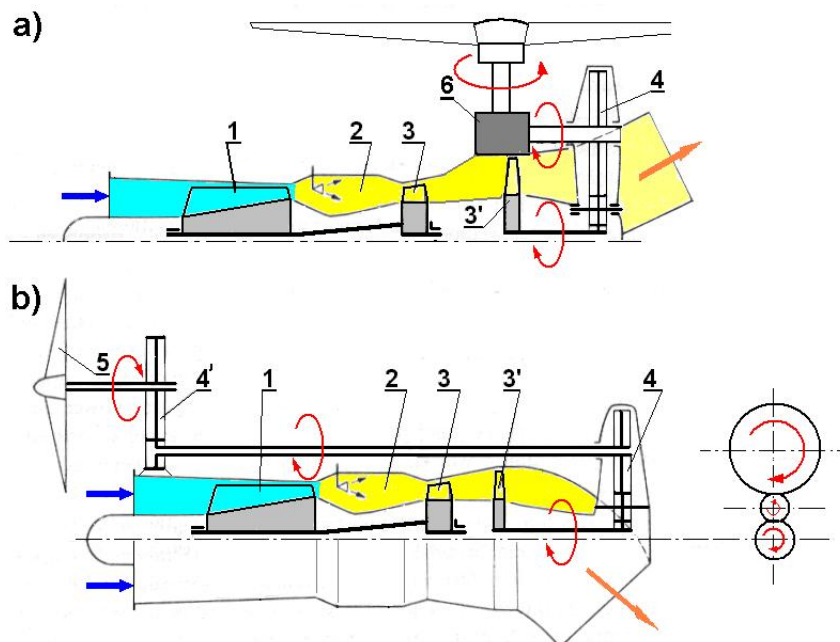
Wśród przedstawionych charakterystyk wyróżnia się przebieg momentu obrotowego silnika turbinowego z oddzielną turbiną napędową $M(a)$ (duży moment przy niskiej prędkości obrotowej). Tego typu silniki umożliwiają gwałtowny przyrost obciążenia, co jest bardzo przydatne np. w śmigłowcu w czasie szybkiego 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 reduktora głównego wirnika śmigłowca albo do reduktora śmigłowego samolotu.



Rys. 4. Schematy i charakterystyki porównawcze turbinowych silników śmigłowych:
 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 wytwornicy spalin,
 4 — przekładnia redukcyjna, 5 — śmigło)

Warto tu sobie uzmysłowić, że prędkości obrotowe wirników silników turbinowych są znacznie wyższe 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 około 6 000 obr/min, a prędkość obrotowa wirnika nośnego śmigłowca nie przekracza 400 obr/min.



Rys. 5. Różne warianty silników zbudowane z takich samych podzespołów:

a) śmigłowiec; b) śmigłowiec

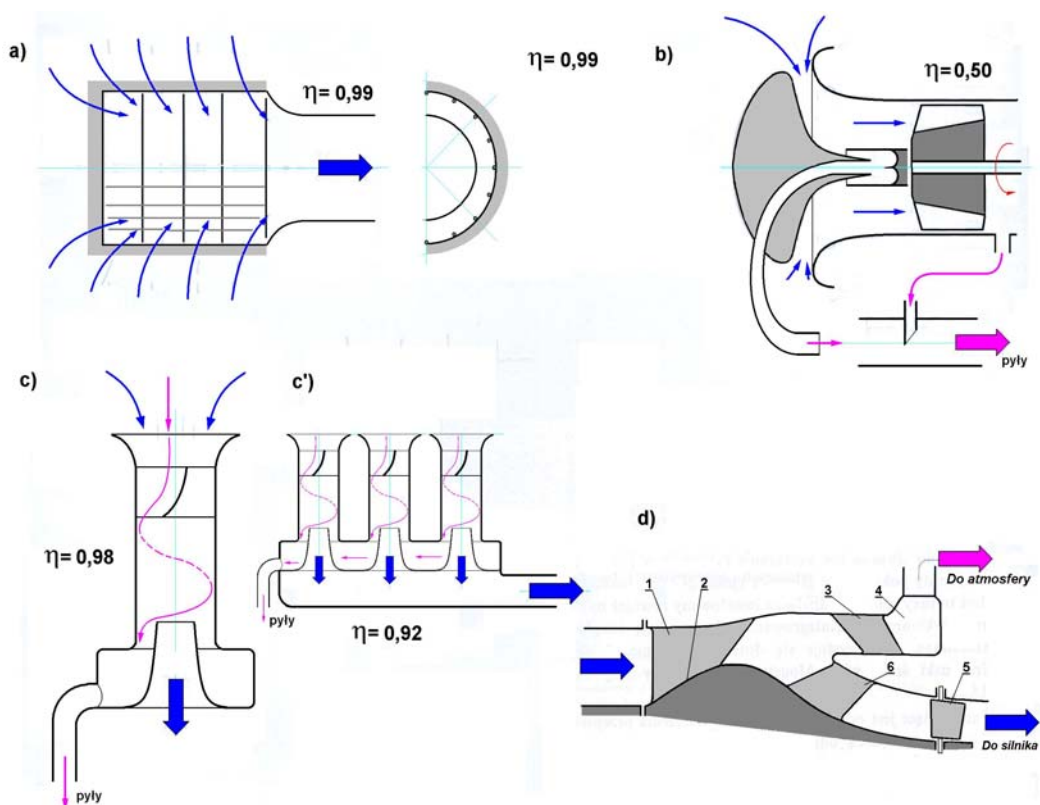
(1 — sprężarka, 2 — komora spalania, 3 — turbina wytworczy spalin,
3' — turbina napędowa, 4 — wstępna przekładnia redukcyjna, 4' — reduktor śmigłowy,
5 — śmigło, 6 — reduktor wirnika nośnego śmigłowca)

Głównym walorem śmigłowców (pionowzlotów) jest możliwość startu i lądowania z niewielkich lądowisk (najczęściej przygodnych) wynikająca np. z potrzeb ratowniczych czy bojowych. Wykorzystanie wojskowe śmigłowców, zwłaszcza w rejonach suchych, pustynnych, powoduje podnoszenie pyłów z nawierzchni lądowiska, zasysanych następnie przez silnik wraz z powietrzem.

Należy pamiętać, że silnik turbinowy potrzebuje blisko 4-krotnie więcej powietrza niż silnik tłokowy o podobnej mocy. Stąd dla utrzymania niezbędnej niezawodności pracy i trwałości (ze względów ekonomicznych i organizacyjnych), 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 Sea King, PZL Mi-2), osiowego w postaci palet multicyklonowych (np. śmigłowce Bell 412) oraz zintegrowane z silnikiem promie-

niowo-osiowe (np. GE T700-GE-701C na śmigłowcu UH-60 Black Hawk). Odpowiednie schematy takich odpylaczy przedstawiono na rysunku 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 śmigłowcowych. 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.



Rys. 6. Schematy urządzeń oczyszczających powietrze wlotowe silników turbinowych:

a) filtr włókninowy; b) odpylacz promieniowy;

c) odpylacz osiowy; d) odpylacz promieniowo-osiowy

(1 — kierownice zawirowywacza 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

SILNIKI OKRĘTOWE

Okrętowe turbinowe silniki spalinowe wzorowane są na wypróbowanych konstrukcjach lotniczych — śmigłowych i śmigłowcowych. 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 [9].

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 transporcie 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 tłokowych 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 niewątpliwe zalety coraz częściej skłaniające konstruktorów współczesnych okrętów wojennych do ich szerokiego wykorzystania.

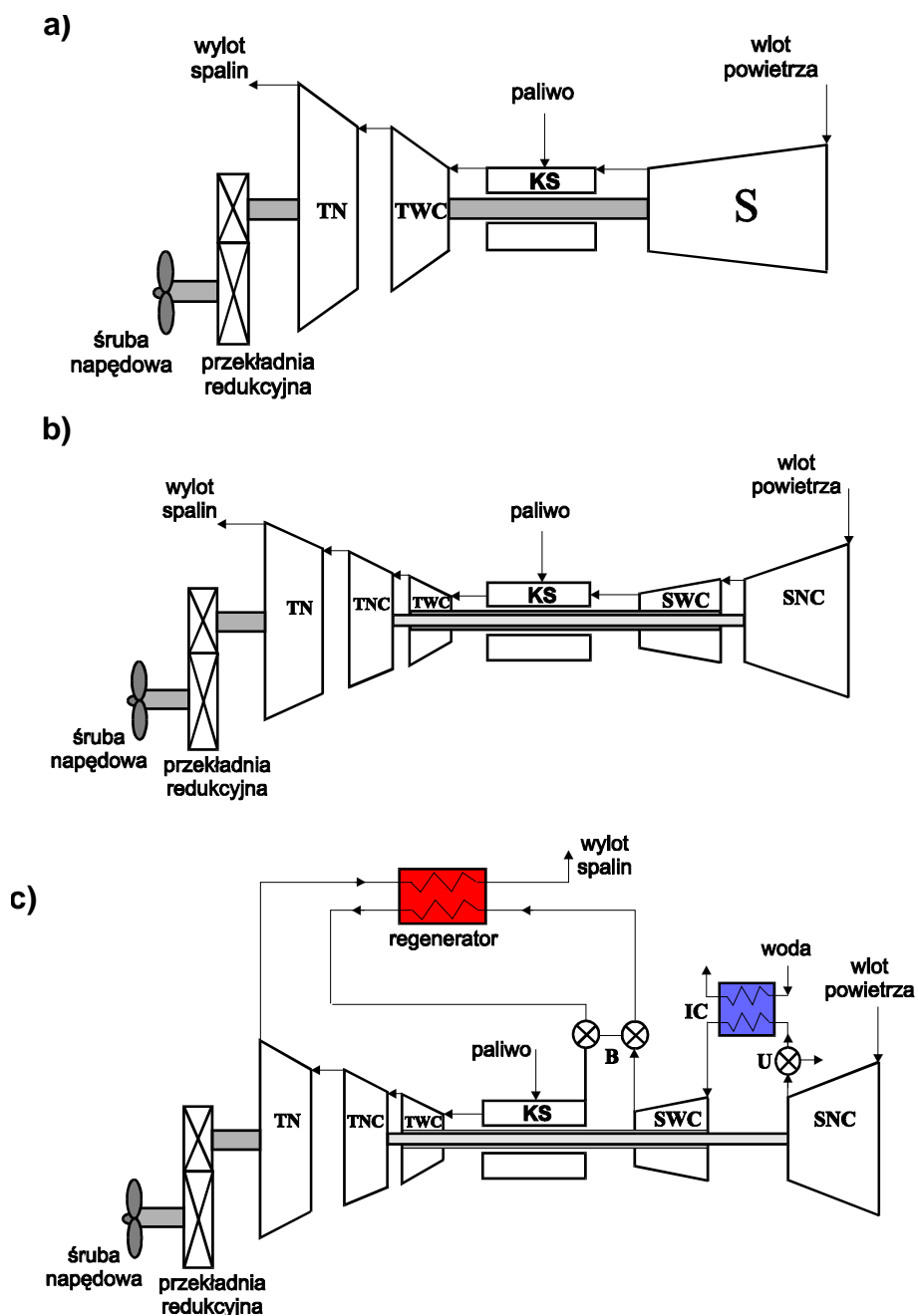
Oprócz zalet turbinowe silniki spalinowe mają też wady, przy czym najistotniejszą z nich jest stosunkowo duże jednostkowe zużycie paliwa przy pracy na obciążeniach częściowych. W takiej sytuacji możliwe są dwa sposoby rozwiązania problemu. Pierwszy to stosowanie kombinowanych układów napędowych o różnej konfiguracji, zapewniających ekonomiczne wykorzystanie silników w całym zakresie zmian prędkości pływania [8]. 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 [8].

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

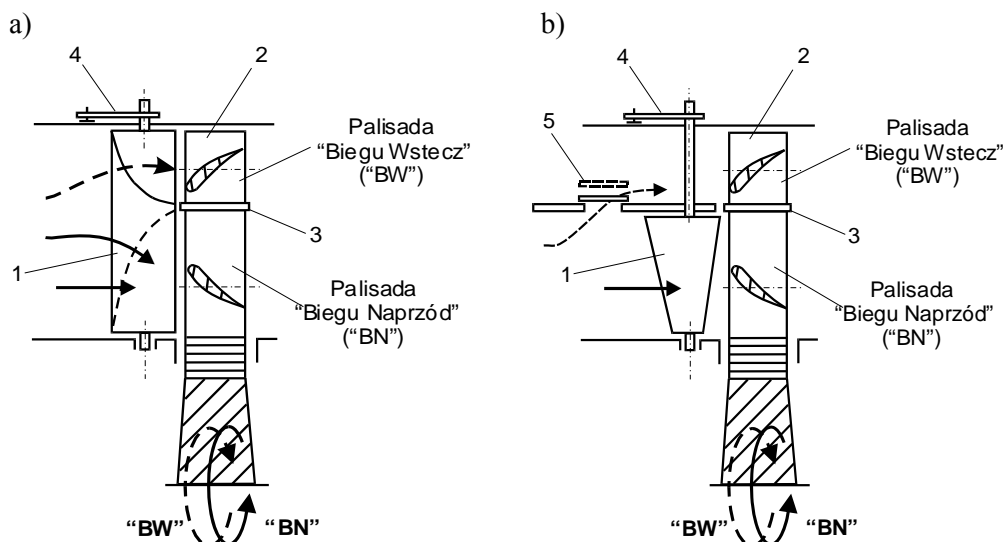
- turbinowy silnik spalinowy z jedną sprężarką osiową i jedną turbiną stanowiącą tzw. wytwornicę spalin napędzającą oddzielną (niezwiązaną mechanicznie) turbinę napędową (rys. 7a);
- turbinowy silnik spalinowy z dwuwirnikową wytwornicą spalin i oddzielną turbiną napędową (rys. 7b);
- turbinowy silnik 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 korzystniejsze ze względu na właściwości manewrowe okrętu, jednak odbywa się to kosztem obniżenia sprawności silników napędowych nawet o około 3–6% [9]. Zmianę kierunku przepływu spalin przez dolną lub górną palisadę łopatek wirnikowych realizuje się przez obrót łopatek kierowniczych (1) (rys. 8a) lub jednoczesny 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 „Biegu 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 „Biegu Wstecz” wynosi około 10% mocy przy „Biegu Naprzód”. Czas przesterowania turbiny i zmiana kierunku ruchu z „Biegu Naprzód” na „Bieg Wstecz” (i odwrotnie) wynosi 4–7 sekund.



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



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

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 jest przyczyną odchodzenia od tego typu rozwiązań.

Eksploatacja układów napędowych z turbinowymi silnikami spalinowymi w warunkach morskich stawia przed użytkownikiem szereg specyficznych wymagań gwarantujących ich długą i bezawaryjną pracę. Użytkowanie w warunkach morskich wymaga zdolności do kontynuowania pracy układu napędowego podczas długotrwałych przechyłów, przegłębień i permanentnych kołysań okrętu w sztormowych 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 silnika, 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 zakresy 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 masy wody rozbrzyziwanych przez kadłub i spalin wylotowych pracujących maszyn okrętowych. Współczesne szybkie okręty wojenne (i nie tylko) z napędem turbinowym wyposażane są w urządzenia oczyszczania powietrza (odpylacze), które zainstalowane na okręcie, pomiędzy atmosferą otaczającą 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, 9]:

1. Warunki otoczenia:
 - miejsce eksploatacji okrętu (baseny portowe, charakterystyka akwenu pływania itp.),
 - parametry atmosfery, w kontekście ich odchyżeń od tzw. atmosfery wzorcowej (ISA);
2. Zmianę geometrii kanałów przepływowych i stanu powierzchni spowodowaną:
 - 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 wlotowa etc.).

Zagadnienie szczególnej wrażliwości okrętowych turbinowych silników spalinowych na zmienność szeroko rozumianych morskich warunków eksploatacji 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), zastosowano 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 osiąarów 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.

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 niemal natychmiastowego obciążenia po rozruchu) powodują postępujące wykorzystanie ich w innych dziedzinach techniki niż lotnictwo. Wielkoseryjnie produkowany w naszym kraju 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 prądowórczego 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 na przykład lokomotyw busterowych i ciężkich wozów bojowych. Próbowano wdrożyć silniki turbinowe do napędu samochodów ciężarowych dużej ładowności, a w nowoczesnych armiach wykorzystuje się je w agregatach prądotwórczych samodzielnej artylerii lufowej i raketowej. 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 poduszkwców w przodujących technicznie armiach świata.

SPECYFIKA UŻYTKOWANIA — PODSUMOWANIE

Wszystkie części silników turbinowych zapewniające prawidłowe działanie jego zespołów i ich trwałość 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 sprężarek i turbin oraz osi kół zębatych przekładni redukcyjnych do odbiornika mocy i przekładni napędu agregatów oraz samych kół zębatych — decydują o ilości przepływającego oleju ze względu na potrzeby odprowadzania ciepła od tych części i zespołów. W lotnictwie i okrętownictwie stosuje się omal 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 wielu oponentów). Dotychczasowe badania profesjonalne (a także „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 kątem 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.

W silnikach intensywnie eksploatowanych, na przykład 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 silników 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 sprężarek i turbin oraz w otworach komory spalania i przywraca sprawność tym zespołom silnika.

Wszystkie działania prowadzące do unowocześniania silników turbiniowych, jak minimalizacja zużycia paliwa, 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 doraźnie 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 potrzebnej do wytworzenia, eksploatacji, a potem utylizacji. Wydaje się już koniecznością zmiana sposobu oceny opłacalności wykorzystywania wszelkich urządzeń technicznych — nie według poniesionych kosztów wytworzenia i iluzorycznych oszczędności użytkowania, ale według kryterium stopnia obciążenia środowiska naturalnego, na przykład ilości wytwarzanego dwutlenku węgla od momentu rozpoczęcia produkcji aż po proces utylizacji po złomowaniu.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Balicki W., Szczeciński S., *Diagnostyka lotniczych silników turbinowych. Zastosowanie symulacyjnych modeli silników do optymalizacji zbioru parametrów diagnostycznych*, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa 2001.

- [2] Balicki W., Szczeciński S., Kawalec K., Pągowski Z., Szczeciński J., *Historia i perspektywy rozwoju napędów lotniczych*, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa 2005.
- [3] Dzierżanowski P., Kordziński W., Otyś J., Szczeciński S., Wiatrek R., *Turbinowe silniki śmigłowe i śmigłowcowe*, Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa 1985.
- [4] Głowacki P., Michalak B., Szczeciński S., *Mycie kanału przepływowego*, „Wojskowy Przegląd Techniczny”, 1990, z. 3, s. 157.
- [5] Hemingway B. E., *A new british naval gas turbine*, The Oil Engine and Gas Turbine, October, England 1959.
- [6] Hemingway B. E., *Surge and its implications in gas turbines. The Oil Engine and Gas Turbine*, October, England 1961.
- [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., *Identyfikacja procesów gazodynamicznych w zespole sprężarkowym okrętowego turbinowego silnika spalinowego dla potrzeb diagnostyki*, AMW, Gdynia 1999.
- [9] Korczewski Z., *Metoda diagnozowania części przepływowej okrętowego turbinowego silnika spalinowego w eksploatacji*, rozprawa doktorska, AMW, Gdynia 1992.
- [10] Niedziałek B., Balicki W., Gryglewski W., *Możliwości zastosowania silnika GTD-350 do celów nielotniczych*, Konferencja „Silwoj”, Jurata 2003.
- [11] *Opisy silników F100-PW-220/220E/229 Growth*, materiały firmy Pratt and Whitney.
- [12] Sweetman B., *The most advanced jet fighter*, „Popular Science”, April 2007, Vol. 270.
- [13] Szczepanik R., Szczeciński S., *Badanie warunków zasysania zanieczyszczeń mechanicznych do wlotów turbinowych silników odrzutowych*, „Techn. Lotn. i Astron.”, 1978, z. 3.

ABSTRACT

The paper presents history of design of, use of, and changes in methods used to operate turbine engines as well as properties of these engines making them suitable for driving maritime

and air means of transport. It describes present design forms and their effect on operating characteristics. It also deals with development trends conditioned mainly by environment protection requirements which lead to replacing classic oil-related fuels for alternative fuels.

Recenzent prof. dr hab. inż. Jerzy Girtler