

Prof. zw. dr hab. inż. Stefan Szczeciński

Dr inż. Włodzimierz Balicki

Instytut Lotnictwa

## Wyzwania współczesności a rozwój napędów lotniczych

O kres „zimnej wojny” wymuszał na wielu krajach – nie tylko mocarstwach – utrzymywanie w ciągłej gotowości bojowej wieloletnich armii. Bogatsze państwa były stać na opracowanie i produkcję sprzętu o wyższej niezawodności i trwałości, biedniejsze wyposażały swoje armie w sprzęt o zbliżonych osiągnięciach, lecz nie tak trwały. Nierównowagę jakościową uboższe państwa rekompensowały przez zwiększenie liczby sprzętu wojakowego. W efekcie przeznaczano ogromne środki finansowe na fabryki zbrojeniowe o dużych mocach produkcyjnych i z kadrami o najwyższych kwalifikacjach zawodowych. Armie stanowili głównie mężczyźni, około 10% społeczeństwa w wieku produkcyjnym, którzy mogliby tworzyć podstawy dobrobytu obywateli, a pozostawali na utrzymaniu państwa.

Z dążenia do ograniczania kosztów utrzymania współczesnej armii wynika konieczność tworzenia skutecznego, niezawodnego i trwałego sprzętu bojowego, zautomatyzowanego, dzięki czemu można by ograniczyć liczbę specjalistów obsługi. Polski przemysł lotniczy dysponuje jeszcze intelektualnym potencjałem ludzi zdolnych, którzy przy wsparciu specjalistycznych instytutów i uczelni mogą opracować nowoczesne samoloty i śmigłowce.

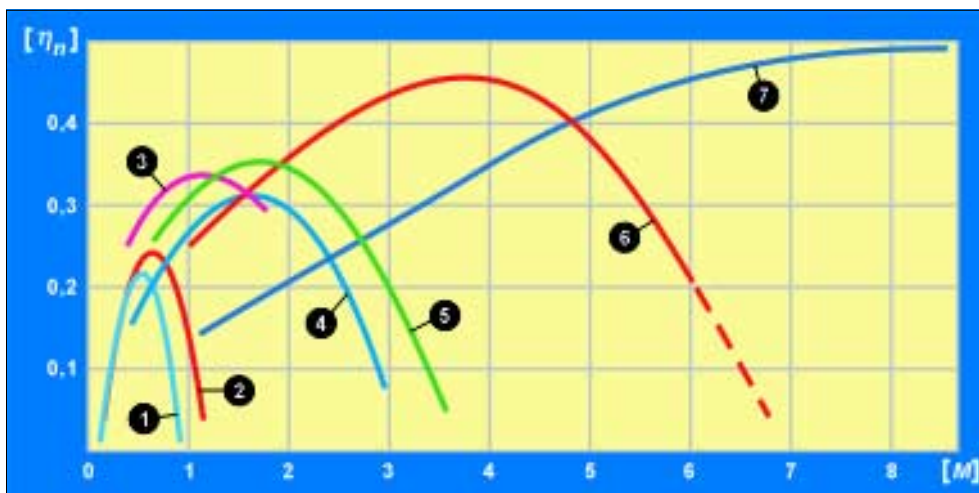
Zadania wykonywane przez służby transportowe (nie tylko wojskowe, ale i transport pasażerski czy handlowy) i służby patrolowe (wojskowe, policyjne, pożarnicze) wymagają środków wyposażonych w różnego rodzaju zespoły napędowe przystosowane do pracy

w powietrzu, w wodzie, ale też coraz częściej i w kosmosie. Większość zespołów napędowych stanowią spalinowe silniki tłokowe i turbinowe. Stosowane są też silniki strumieniowe oraz silniki raketowe na ciekłe i stałe materiały pędne. Rozszerza się zakres zastosowań mikrosilników tłokowych i turbinowych.

Rodzaj silnika napędzającego obiekt przemieszczający się w atmosferze ziemskiej zależy przede wszystkim od przewidywanej prędkości ruchu. Na rys. 1 przedstawiono przebiegi sprawności napędowej (ilorazu energii przekazywanej napędzanemu obiektowi latającemu i energii zawartej w zużywanym paliwie) różnych zespołów napędowych w funkcji prędkości lotu.

Przebiegi te wskazują obszary sensownego zastosowania poszczególnych silników oraz ograniczenia maksymalnych prędkości.

Należy zwrócić uwagę na wpływ wysokości lotu na moc i ciąg różnych zespołów napędowych. Moc silników wykorzystujących tlen zawarty w atmosferze maleje ze wzrostem wysokości. Dotyczy to silników turbinowych, strumieniowych i niedoładowanych silników tłokowych. Ciąg śmigła maleje ze wzrostem wysokości nie tylko ze względu na spadek mocy napędzających je silników, ale także z powodu spadku gęstości strumienia powietrza przyspieszanego przez wirujące śmigło. Można jedynie ograniczyć z wysokością lotu spadek mocy tłokowych silników doładowanych. Ciąg silników raketowych praktycznie nie zależy ani od prędkości, ani od wysokości



Rys.1. Zależność sprawności napędowej  $\eta_n$  od prędkości lotu wyrażonej liczbą Macha ( $M$ ): 1 – zespół śmigłowy z silnikiem tłokowym, 2 – zespół śmigłowy z silnikiem turbinowym, 3 – dwuprzepływowy turbino- wy silnik odrzutowy, 4 – jednoprzepływowy turbinowy silnik odrzutowy, 5 – jednoprzepływowy turbinowy silnik odrzutowy z dopalaniem, 6 – silnik strumieniowy, 7 – silnik rakietowy

lotu. Zmniejszenie przeciwcisnienia za dyszami w miarę wzrostu wysokości lotu powoduje niewielki wzrost ich ciągu.

### Stan obecny

Konstrukcje silników dynamicznie rozwijano w okresie od zakończenia drugiej wojny światowej aż do końca lat 60. ubiegłego wieku. W tym czasie zakończono produkcję lotniczych silników tłokowych (jednym z największych był *Nomad* firmy Napier osiągający moc ponad 4000 KM – około 100 KM z jednego litra pojemności skokowej) i opracowano podstawowe układy przepływowo-konstrukcyjne turbinowych silników odrzutowych, śmigłowych i śmigłowcowych. W kolejnych latach doskonalono konstrukcję, technologię produkcji i montażu oraz materiałoznawstwo. Rozwój tych dziedzin był zresztą w znacznym stopniu inspirowany wymaganiami lotnictwa. Powstała też nowa dziedzina wiedzy: nauka o eksploatacji, jako wynik ciągłego doskonalenia metod wiarygodnej oceny stanu technicznego silników oraz osiągnięć współczesnej elektroniki, fizyki i chemii. Rozwój metod diagnozowania statków powietrz-

nych umożliwił ich eksploatację do granic bezpiecznego działania. Znane są przykłady wieloletniego użytkowania samolotów *DC-3 Dakota*, *B-52*, a także nieco tylko młodszych *An-2* czy śmigłowców *Mi-2*.

Współcześnie dąży się do obniżania kosztów projektowania, badania, produkcji, użytkowania, a także utylizacji (z zachowaniem wymogów ekologii) statków powietrznych, stąd konieczność opracowywania nie tylko trwałych i niezawodnych maszyn, ale także maszyn o konstrukcji pozwalającej na unowocześnianie awioniki stosownie do potrzeb zmieniających się misji lotniczych.

Dążenie w okresie „zimnej wojny” do utrzymania równowagi pod względem możliwości wykonywania zadań bojowych zmuszało potencjalnych przeciwników mających różne zasoby ekonomiczne do stosowania środków bojowych znacznie różniących się kosztami eksploatacji. Charakterystycznym przykładem może być porównanie samolotów o podobnych osiągnięciach lotnych, tj. samolotów *MiG-29* i *F-16*.

Załóżmy, że żywotność silnika *RD-33* samolotu *MiG-29* (dwusilnikowy zespół napędowy) eksploatowanego w sposób tradycyj-

ny (tzn. według gwarantowanego przez producenta okresu niezawodnej pracy, tzw. rezerwu) obejmuje trzy remonty z okresem międzyremontowym wynoszącym 400 godzin.

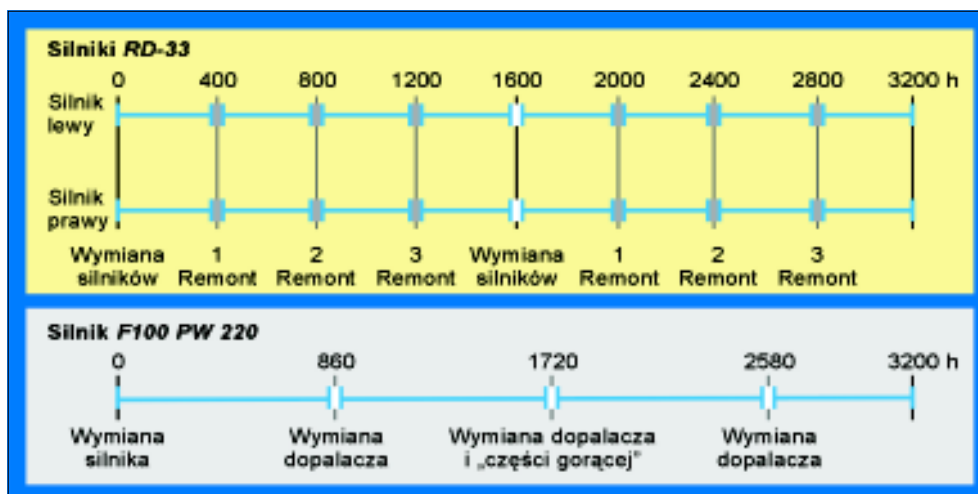
Silnik *F-100 PW-220* samolotu *F-16* jest eksploatowany według bieżącego stanu technicznego, a jego moduły składowe mają różną żywotność (średnio 16 – według danych firmy Pratt & Whitney):

- „część zimna” (sprężarka) – 3440 h (bo 8600 cykli przy około 2,5 cykla/h lotu),
- „część gorąca” (komora spalania + turbina) – 1720 h (4300 cykli przy 2,5 cykla/h lotu),
- dopalacz – 2150 włączeń, co odpowiada około 860 h lotu.

Porównanie kosztów nabycia i remontów silników tych samolotów eksploatowanych w takim samym czasie, np. przez 3200 godzin, bez uwzględniania kosztów zużytego paliwa daje następujące wyniki: koszty nabycia silników są podobne i wynoszą około 3 mln dolarów za jeden silnik. Każdy remont silnika *RD-33* to wydatek rzędu 0,5 mln dolarów. Jeśli założyć, że wymiana dopalacza w silniku *F-100* kosztuje około 0,4 mln dolarów, „części zimnej” 0,9 mln dolarów, a „części gorącej” 1,7 mln dolarów, to zakup silnika i wymiana podzespołów w ciągu

3200 godzin lotu *F-16* pochłonie 5,9 mln dolarów (por. rys. 2: zakup 3 mln dolarów + jedna wymiana części gorącej: 1,7 mln dolarów + trzy wymiany dopalacza: 1,2 mln dolarów). Orientacyjny koszt eksploatacji zespołu napędowego składającego się z dwóch silników *RD-33* będzie wielokrotnie wyższy i wyniesie około 18 mln dolarów (zakup czterech silników: 12 mln dolarów + dwanaście remontów: 6 mln dolarów). Jeśli uwzględnić koszty paliwa i to, że udźwieg samolotu *F-16* jest prawie dwukrotnie większy, to koszt wykonania podobnych misji jest wielokrotnie wyższy w wypadku użycia samolotów *MiG-29*.

Początkowo silniki odrzutowe konstruowano tak, by spełnić wymagania szybkiego lotnictwa bojowego. Dość wcześnie wynaleziono i wprowadzono dopalacze, które umożliwiły skokowy, a współcześnie także płynnie narastający, przyrost ciągu prawie bez zmiany obciążeń podstawowych zespołów silnika: sprężarki, komory spalania i turbiny. Następnie, dążąc do skrócenia czasu procesów przejściowych (akceleracji i deceleracji), wprowadzono mechanizację sprężarki (upusty powietrza, nastawne kierownice i wielowirnikowość) oraz regulowanego pola przekroju dyszy wylotowej. Szybko zrezygnowano z zastosowania bezsprężarkowych silni-



Rys. 2. Szkic ilustrujący różnice w sposobie eksploatacji silników według rezerwu (silniki *RD-33*) na samolocie *MiG-29* i według stanu technicznego (silnik *F100-PW-220*) na samolocie *F-16* (dane przybliżone)

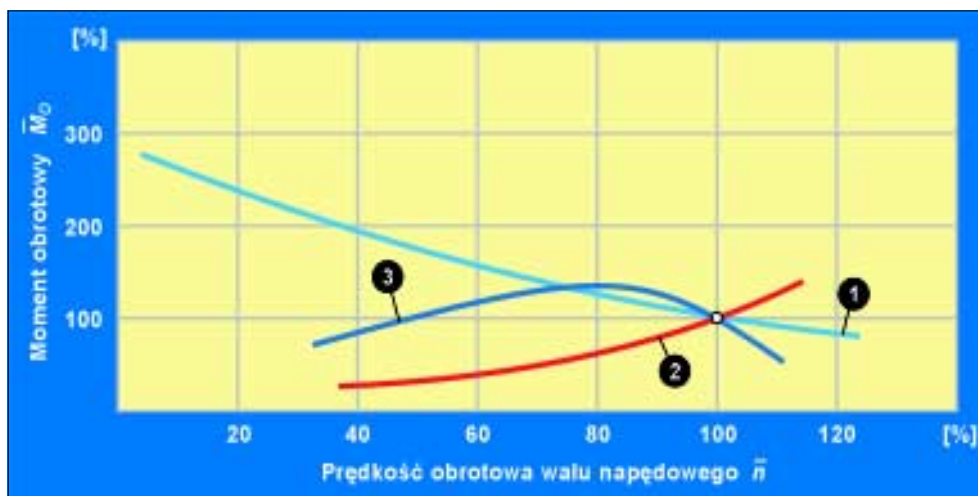
ków strumieniowych (próby francuskie) ze względu na duże zużycie paliwa, zważywszy na prędkość lotu ówczesnych samolotów (na początku lat 50. XX wieku).

Konieczność szybkiego transportu ludzi i niektórych towarów na duże odległości wymusiły rozwój lotnictwa transkontynentalnego. Już wiele lat temu lotnictwo przejęło transoceaniczny ruch pasażerski i przyczyniło się do zaprzestania eksploatacji pasażerskich statków oceanicznych. Statki te pokonywały trasę pomiędzy Europą a Ameryką w 8 - 10 dni, podczas gdy współczesne samoloty pasażerskie dokonują tego w 8 - 10 godzin! To ograniczenie czasu lotu było możliwe dzięki doskonalszym zespołom napędowym. Początkowo silniki tłokowe napędzające śmigła zastępowano znacznie lepszymi i mniejszymi (gabarytowo) turbinowymi silnikami śmigłowymi, a następnie dwuprzepływowymi silnikami odrzutowymi. Obecnie stosowane są tego rodzaju silniki o stopniu dwuprzepływowości rzędu 4 - 5, co zapewnia zużycie paliwa przypadające na jednego pasażera i jeden kilometr przebytej drogi (tzw. pasażerokilometr) w wielkości zbliżonej do analogicznego wskaźnika dla samochodu marki *Polonez* jadącego z pięcioma osobami z prędkością

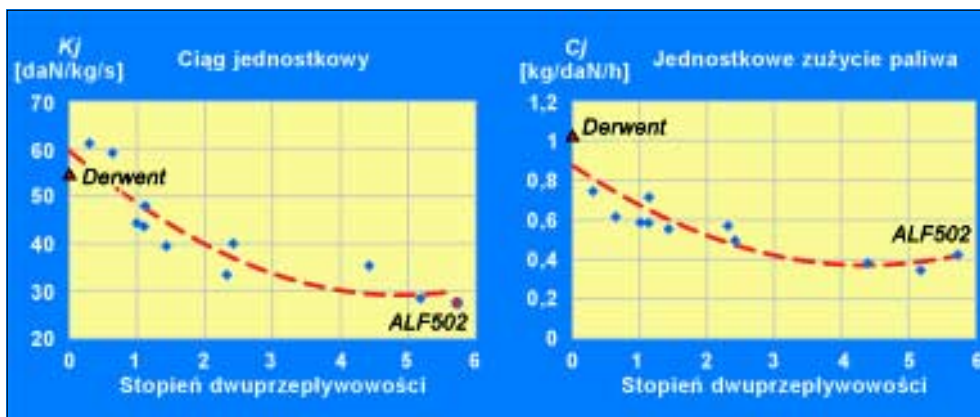
90 km/h. Silniki te okazały się w takim stopniu niezawodne, że do lotów transoceanicznych dopuszczono samoloty dwusilnikowe (a nie trzy- czy czterosilnikowe).

Współczesne turbinowe silniki śmigłowe i śmigłowcowe – niezależnie od układu konstrukcyjnego sprężarki – mają oddzielną turbinę napędową. Wynika to ze szczególnie korzystnego przebiegu charakterystyki momentu obrotowego w porównaniu z charakterystykami silnika tłokowego czy turbinowego jednowirnikowego (rys. 3). Taki przebieg momentu zapewnia szybkie i bezpieczne przejście samolotu „na drugi krąg” lub gwałtowne zwiększenie wysokości lotu nisko lecącego śmigłowca („przeskoczenie” przeszkody).

Dwuprzepływowe silniki odrzutowe wprowadzono do lotnictwa bojowego stosunkowo późno, głównie z powodu dużych wymiarów poprzecznych tych silników, co wpływało niekorzystnie na opór czołowy kadłubów samolotów. Dostrzeżono jednak korzystne cechy silników o niewielkich stopniach dwuprzepływowości (w zakresie 0,3 - 1). Przy niewielkim przyroście pola przekroju poprzecznego uzyskuje się większe natężenie przepływu powietrza w mieszalniku za turbiną, co pozwala osiągnąć większy przyrost ciągu od do-



Rys. 3. Porównanie przebiegu charakterystyk momentu obrotowego  $M_0$  różnych silników w zależności od prędkości obrotowej wału napędowego: 1 – silnik turbinowy z oddzielną turbiną napędową, 2 – silnik turbinowy jednowirnikowy, 3 – silnik tłokowy



Rys. 4. Porównanie wartości wskaźników ciągu i jednostkowego zużycia paliwa dla rosnących stopni dwuprzepływowości

palania, a w innych zakresach niższą temperaturę spalin i mniejsze zużycie paliwa.

Obniżenie temperatury spalin wylotowych ułatwia „rozmycie śladu termicznego” samolotu i zmniejsza prawdopodobieństwo trafienia rakietą przeciwlotniczą naprowadzaną na promieniowanie podczerwone. Na rys. 4 porównano wartości wskaźników ciągu i jednostkowego zużycia paliwa dla niektórych stopni dwuprzepływowości z wartościami dla jednoprzepływowego turbinyowego silnika odrzutowego.

Postęp obserwowany w osiągnięciach trwałości i niezawodności lotniczych silników turbinyowych nie objął silników tłokowych. Są one stosowane w lotnictwie turystycznym, sportowym, w instytucjach publicznych (straży pożarnej, transporcie medycznym, służbie leśnej) – wszędzie tam, gdzie wymagana jest prostota eksploatacji i względnie niewielka moc napędu (w przedziale od 30 do 300 kW). Rzadkością już są lotnicze silniki tłokowe dużych mocy. Chyba jednym z nielicznych jest produkowany w Polsce silnik *ASz-62* o mocy 750 kW (samoloty *An-2*, *PZL M-18 Dromader*). Większość tych konstrukcji powstała jeszcze przed drugą wojną światową. Najczęściej są to silniki szeregowe, chłodzone powietrzem, o przeciwsobnym układzie cylindrów („bokser”), zasilane gaźnikowo, z zapłonem iskrownikowym. Rzadziej stosuje się układy gwiazdowe czy zasilanie wtryskowe

bezpośrednie (wysokociśnieniowe). Podejmowane są próby unowocześniania silników tłokowych przez wprowadzanie elektronicznych systemów sterowania (np. system EPiC firmy Lycoming czy jednodźwigniowy, mikroprocesorowy system sterowania dla samolotu *I-23* opracowany w Instytucie Lotnictwa). Silniki tłokowe o niewielkich mocach (od kilku do kilkudziesięciu kilowatów), przeznaczone do napędu różnego rodzaju minisamolotów i motolotni, produkowane są na świecie przez różne firmy (np. Rotax, Simonini, Honda, Suzuki). Charakterystyczną cechą tych silników jest prostota konstrukcji, zapewniająca przede wszystkim bezpieczne i niezawodne działanie.

Warto zwrócić uwagę na napędy pocisków manewrujących. Są to jedno- i dwuprzepływowo turbinyowe silniki odrzutowe o bardzo uproszczonej konstrukcji (precyzyjne odlewy, odkuwki, wypraski i wytłoczki) i ciągu rzędu 100 - 400 daN, zdolne do niezawodnego rozruchu i pracy na jednym (zasadniczo) zakresie. Do startu takiego pocisku z ziemi, pojazdu czy okrętu używa się silników raketowych na stałe materiały pędne.

W ofercie rynkowej są też turbinyowe i pulsacyjne mikrosilniki odrzutowe o ciągach kilkunastu daN oraz mikrosilniki tłokowe. Ich rozwój należy wiązać z nowymi metodami rozpoznania pola walki, wykorzystującymi bezpilotowe mikrosamoloty.

## Perspektywy rozwoju i potrzeby poznawcze

Mimo że trudno spodziewać się w perspektywie najbliższego ćwierćwiecza rewolucyjnych zmian w pracach nad ściśle lotniczymi napędami, to jednak trzeba prowadzić badania nad zwiększaniem sprawności silników oraz napędzanych przez nie śmigieł, wentylatorów, śmigłowentylatorów, a także wirników nośnych śmigłowców. Skonstruowanie takiego napędu to wyzwanie dla naukowców i specjalistów teorii mechaniki płynów, mechaniki lotu, wytrzymałości i dynamiki maszyn wirnikowych, materiałoznawstwa i technologii produkcji oraz wielu innych dziedzin. Wynikają również z tego zadania dla uczelni (nie tylko politechnicznych), które powinny z pewnym wyprzedzeniem, odpowiadającym co najmniej czasowi trwania studiów, przygotować swoich absolwentów do wykonywania stawianych im zadań. Z praktyki wynika, że co 5 - 10 lat należy uzupełniać wiedzę zdobytą na studiach.

Szczególnie ważne w procesie wytwarzania produktów – dotyczy to zresztą nie tylko lotnictwa – jest zapewnienie dużej trwałości i niezawodności działania. Osiąga się to przez uzyskanie podczas produkcji wysokiej powtarzalności cech geometrycznych, materiałowych i montażowych wytwarzanych podzespołów, a podczas eksploatacji – przez sprawowanie właściwego i obiektywnego nadzoru z wykorzystaniem wiarygodnych metod diagnozowania.

Z doświadczenia wynika, że bardzo trudno usprawniać urządzenia, które już są w wysokim stopniu zaawansowane technicznie. Efektywny postęp w takim wypadku dokonuje się przez wprowadzanie nowych technologii. Takim osiągnięciem technologicznym było na przykład zastąpienie w urządzeniach elektronicznych lamp elektronowych tranzystorami, a następnie układami scalonymi czy – jak w wypadku silnika o zapłonie iskrowym (ZI) – zastąpienie zasilania gaźnikowego niskociśnieniowymi systemami wtrysku paliwa z elektronicznie sterowanym kątem wyprzedzenia

zapłonu i składem mieszanki (czujnik tlenu w spalinach – „sonda lambda” i skład mieszanki zbliżony do stechiometrycznego).

W lotniczych silnikach turbinowych klasyczne układy sterowania (hydromechaniczne) zastępowane są systemami elektronicznymi typu FADEC (Full Authority Digital Electronic Control) zawierającymi między innymi rejestratory parametrów pracy i diagnozowania stanu technicznego silnika. Jeśli chodzi o samą konstrukcję silników, wydaje się możliwe wdrożenie birotacyjnych sprężarek promieniowych, a także – po zminiaturyzowaniu – łożysk magnetycznych. Te działania muszą być jeszcze poprzedzone badaniami w celu określenia ograniczeń konstrukcyjnych i wytrzymałościowych.

Konstruktorzy napędów lotniczych muszą brać pod uwagę ograniczenia ekologiczne – poziom hałasu czy emisję składników toksycznych w wydalanych spalinach – szczególnie w strefie lotnisk. Sposobem na ograniczenie natężenia hałasu emitowanego przez spaliny może być stosowanie ejektorów, natomiast sposobem na ograniczenie hałasu pracującej sprężarki – zarówno turbinowego silnika śmigłowego i śmigłowcowego, jak i doładowanego silnika tłokowego – mogłoby być zastosowanie bezwładnościowych odpylaczy powietrza wlotowego: multicyklonowych lub przynajmniej promieniowych. Zastosowanie odpylaczy powietrza pozwoliłoby zwiększyć trwałość silnika oraz zmniejszyć emisję hałasu z układu dolotowego.

Możliwe wydaje się zbudowanie wysokościowego samolotu rozpoznawczego z tworzyw o niskim współczynniku odbicia promieniowania radarowego, wyposażonego w śmigłowy napęd elektryczny czerpiący energię z wysokosprawnych akumulatorów współpracujących z bateriami ogniw słonecznych, umieszczonych na powierzchni płatów samolotu albo, okresowo, z generatora napędzanego silnikiem spalinowym pracującym na zakresie swojej maksymalnej sprawności.

Przeprowadzane są też próby – na razie w niezbyt dużej skali – zastosowania biopaliw do zasilania silników lotniczych. Wynika to

zarówno z ograniczonych zasobów paliw kopalnych, jak i ze względów ekologicznych.

### **Bibliografia**

1. Balicki W., Szczeciński S., Kawalec K., Pągowski Z., Szczeciński J.; *Historia i perspektyw rozwoju napędów lotniczych*, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa 2005.
2. Balicki W., Szczeciński S., *Diagnostyka lotniczych silników turbinowych. Zastosowanie symulacyjnych modeli silników do optymalizacji zbioru parametrów diagnostycznych*, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa 2001.
3. Balicki W., Szczeciński S., *Systemy sterowania lotniczym zespołem napędowym silnik tłokowy – śmigło. Tendencje rozwojowe*, „Prace Instytutu Lotnictwa” 1999, nr 158.
4. Boliński B., Stelmaszczyk Z., *Eksploatacja silników turbinowych* (seria *Napędy lotnicze*), Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa 1981.
5. Cichosz E. i in., *Charakterystyka i zastosowanie napędów* (seria *Napędy lotnicze*), Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa 1980.
6. Dzierżanowski P. i in., *Silniki tłokowe* (seria *Napędy lotnicze*), Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa 1981.
7. Dzierżanowski P. i in., *Turbinowe silniki odrzutowe* (seria *Napędy lotnicze*), Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa 1983.
8. Dzierżanowski P. i in., *Turbinowe silniki śmigłowe i śmigłowcowe* (seria *Napędy lotnicze*), Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa 1985.
9. Kordziński Cz., Pogorzelski J., *Małe silniki spalinowe*, Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa 1982.
10. Lotko W., *Studium zastosowań paliw alternatywnych do silników o zapłonie samoczynnym*, Wydawnictwo Politechniki Radomskiej, Radom 1999.
11. *Podstawy doboru turbinowych silników odrzutowych do płatowca*, red. M. Orkisz, Wydawnictwo Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa 2002.
12. Szczeciński S., *Lotnicze silniki tłokowe*, Wydawnictwo MON, Warszawa 1969.
13. Torecki S., *Silniki raketowe* (seria *Napędy lotnicze*), Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa 1981.
14. Wolański P. i in.; *Problemy spalania w silnikach spalinowych. Ekspertyza*, Wydawnictwo PAN, Wydział IV Nauk Technicznych, Warszawa 2000.
15. *Diesel, Wankel, Jet, oder...?*, „Aerokurier” 1998, nr 10.
16. *Opisy silników F100-PW-220/220E/229 Growth*, Materiały firmy Pratt & Whitney.

**The article presents views on performance and utilitarian features of air propulsion sets, in particular for military equipment. Meeting high requirements is a constant challenge for scientists, designers, technologists and users. Unprecedented development of research tools, global accessibility of information in various domains, as well as hi-tech devices make users expect that new achievements will be immediately applied in offered equipment. Contemporary defence doctrines require radical cuts in expenditures on army equipment. Therefore, such equipment has to be characterized by low purchase and use costs; it needs to be durable and reliable (for many years of combat readiness).**