

DYSZE WYLOTOWE, DOPALACZE, WEKTOROWANIE I ODWRACANIE CIĄGU

R. Chachurski

Wojskowa Akademia Techniczna

J. Szczeciński

General Electric Poland

S. Szczeciński

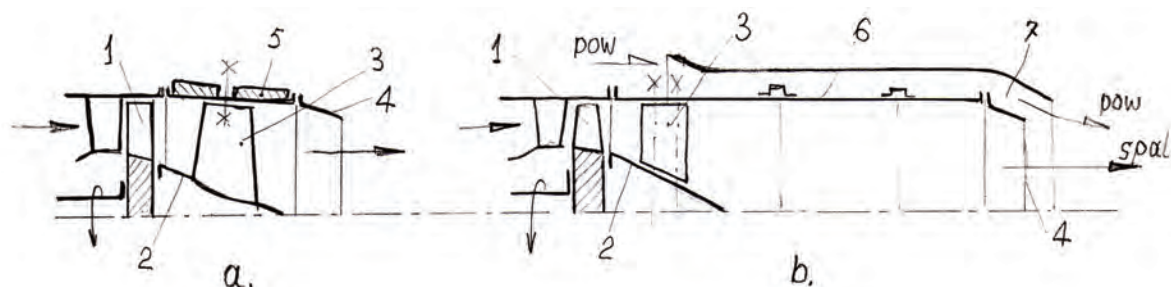
Instytut Lotnictwa

Streszczenie

W artykule opisano konstrukcje zespołów tworzących układy wylotowe silników odrzutowych, ich działanie i spełniane zadania. Zwrócono uwagę na rozwiązania rokujące ich szersze wdrażanie. Wektorowanie ciągu jako ważny sposób umożliwiający radykalny wzrost manewrowości samolotów bojowych wpływających na zmianę taktyki walki powietrznej: Sterowana „cobra” z gonionego czyni goniącego.

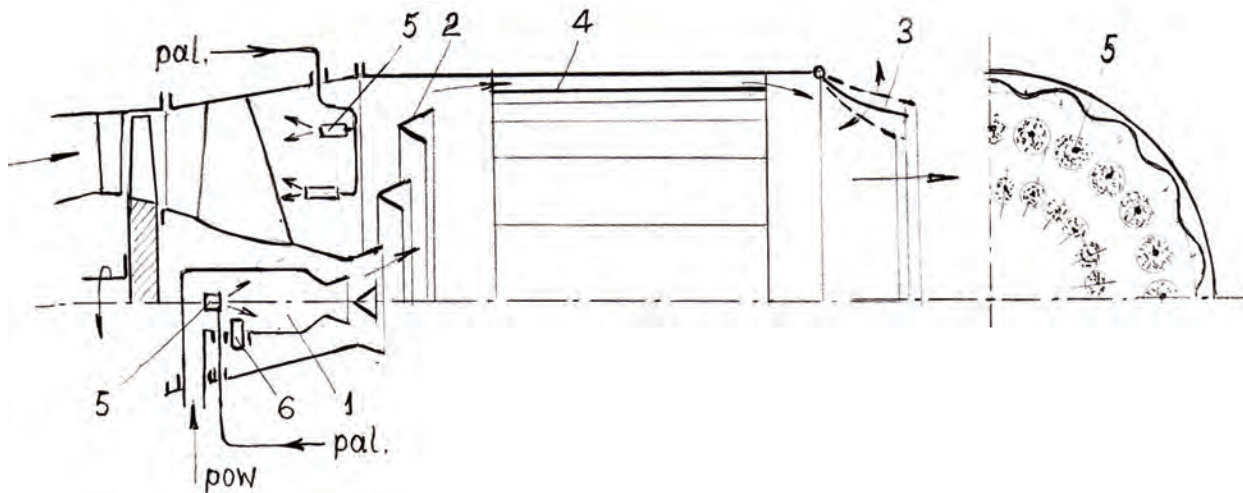
Słowa kluczowe: ejektor, wektorowanie ciągu, dopalacz, odwracacz ciągu, nastawna dysza

W turbinowych silnikach odrzutowych układy wylotowe i ich wyposażenie spełniać muszą jedyne zadanie: tj. wytwarzanie ciągu przez dyszę wylotową w której strumień gazów wylotowych powinien osiągać prędkość zapewniającą uzyskanie ciągu niezbędnego do lotu samolotu. Szybki rozwój lotnictwa bojowego wymógł wczesne powstanie dopalaczy i dysz wylotowych o nastawnych polach przekrojów a następnie w lotnictwie pasażerskim i transportowym odwracaczy ciągu. Osiągnięty współcześnie poziom technologiczny przemysłu lotniczego pozwala na wprowadzenie do silników lotnictwa bojowego nastawnych dysz wylotowych umożliwiających tzw. Wektorowanie ciągu – znakomicie poprawiając manewrowość przestrzenną samolotów. Wprowadzenie do lotnictwa bojowego dwuprzepływowych silników pozwoliło na zwiększenie przyrostu ciągu od dopalania, zmniejszenia eksploatacyjnego zużycia paliwa oraz wyciszenia silnika i utrudnienia nieprzyjacielowi trafienia pociskiem kierowanym na podczerwień.

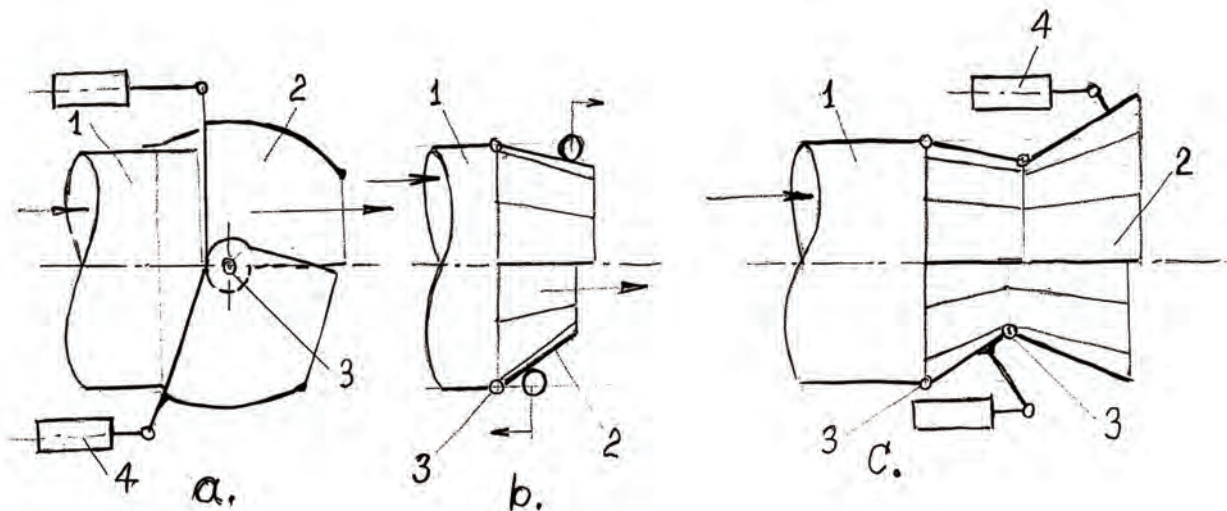


Rys. 1. Schemat układów wylotowych (a) silnika w gondoli skrzydłowej, (b) silnika wewnątrz kadłuba samolotu; 1- turbina, 2- stożek zaturlinowy, 3 - żebro, 4 - dysza, 5 - izolacja termiczna, 6 - rura kanału wylotowego, 7 - ejektor

„Klasyczne” wyprowadzenie spalin z silnika odrzutowego zależy od miejsca jego zainstalowania w samolocie (rys. 1) – lecz zawsze zakończony jest dyszą w której osiągnięta jest prędkość dźwięku wypływających spalin podczas pracy silnika na zakresie maksymalnym. Po pierwszych próbach spalania dodatkowo wtryskiwanego paliwa za turbiną (uzyskując blisko 10% - wy przyrost ciągu, ale powodując wzrost ciśnienia za turbiną) wprowadzono nastawne dysze wylotowe i rozbudowane rury wylotowe (dopalacze) – aby można było w nich sprawnie spalać dodatkową ilość paliwa (rys. 2 oraz rys. 3).



Rys. 2. Schematy konstrukcji dopalacza i rozmieszczenia wtryskiwaczy paliwa: 1 - komora rozruchowa, 2 - stabilizator płomienia, 3 - nastawna dysza wylotowa, 4 - ekran, 5 - wtryskiwacz paliwa, 6 - świeca zapłonowa

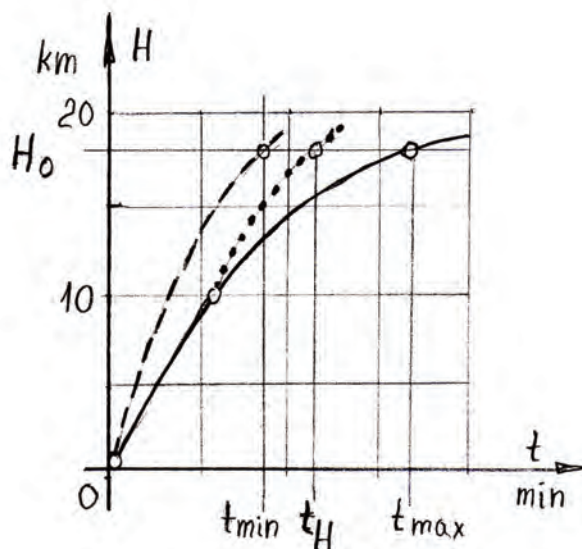


Rys. 3. Schematy nastawnych dysz wylotowych (a) - dwukłapowa, (b) - wielokłapowa zbieżna, (c) - wielokłapowa zbieżno - rozbieżna; 1 - rura kanału wylotowego spalin, 2 - kłapa dyszy, 3 - przegub kłapy, 4 - siłownik (hydrauliczny lub pneumatyczny)

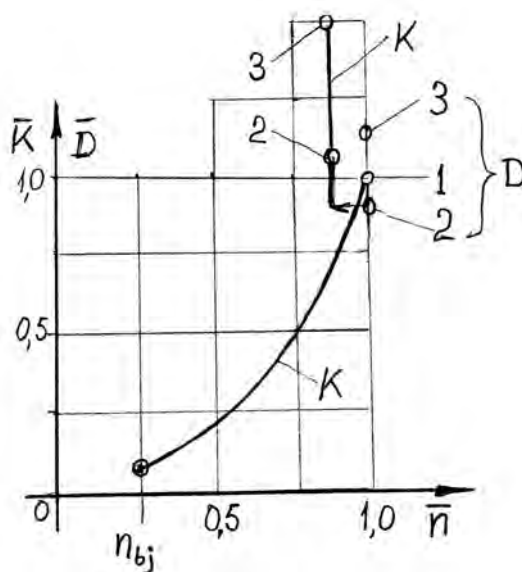
Liczba wtryskiwaczy, ich rozmieszczenie w dopalaczu powinny zapewniać równomierność rozkładu mieszanki palnej w przekroju poprzecznym i jej spalanie przed wylotem z dyszy silnika. Stąd wynika, że kierunek wypływu paliwa z wtryskiwaczy z zasady jest w „przeciwprądzie” względem przepływu spalin oraz dopalacze wyposaża się w stabilizatory płomienia. Liczba wtryskiwaczy początkowo nie przekraczała 30-tu, a obecnie – w silnikach o natężeniach przepływu powietrza rzędu 150 kg/s zbliża się do 200-u, a przyrosty ciągu dopalaczy osiągają wartości od początkowych 25% do obecnych nawet 70%.

Wkrótce pojawiły się zbieżno - rozbieżne nastawne dysze, w których w przekroju wylotowym rozbieżnej części stożkowej uzyskiwano naddźwiękową prędkość wypływu spalin, uzyskując

większy ciąg niż w przypadku dyszy zbieżnej. Oddzielne sterowanie położeniem każdej z klap wykorzystywane jest wspólnie do tzw. wektorowania ciągu. Wprowadzenie do lotnictwa bojowego dopalaczy – jako sposobu krótkotrwałego (bo blisko dwukrotnie wzrasta zużycie paliwa) zwiększenie ciągu znakomicie poprawiło osiągi samolotu, a przede wszystkim szybko osiągnięcie i przekraczanie prędkości dźwięku oraz skrócenie czasu osiągnięcia zaplanowanej wysokości lotu (rys. 4)



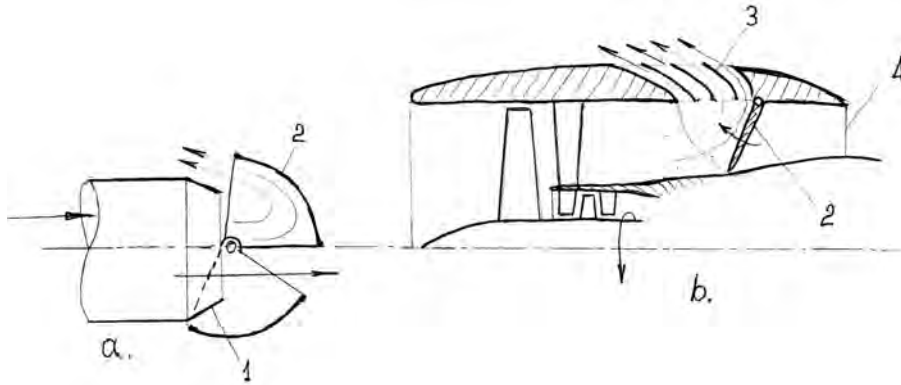
Rys. 4. Wpływ dopalania na czas (t_{min} , t_H , t_{max}) osiągnięcia docelowej wysokości H_0 lotu samolotu



Rys. 5. Charakterystyka obrotowa silnika z dopalaczem: K – ciąg silnika, D – średnica, n – prędkość obrotowa wirnika silnika. 1 – zakres przelotowy, 2 – zakres maksymalny bez dopalania, 3 – zakres maksymalny z dopalaniem

Proces włączania i wyłączenia dopalania jest dość skomplikowany – gdyż nie może zakłócać pracy zespołu wirnikowego silnika na zakresie maksymalnym (!) zmianami ciśnienia gazów za turbiną, co wymaga pełnej synchronizacji podawania paliwa i jego zapłonu i rozwierania klap dyszy wylotowej i jej zwieraniem (rys. 5) z odcięciem dopływu paliwa do dopalacza. Możliwość zmian położenia nastawnych klap dyszy wykorzystuje się także na zakresie przelotowym oraz podczas rozruchu silnika i jego pracy na biegu jałowym – co skutkuje zmniejszeniem zużycia paliwa.

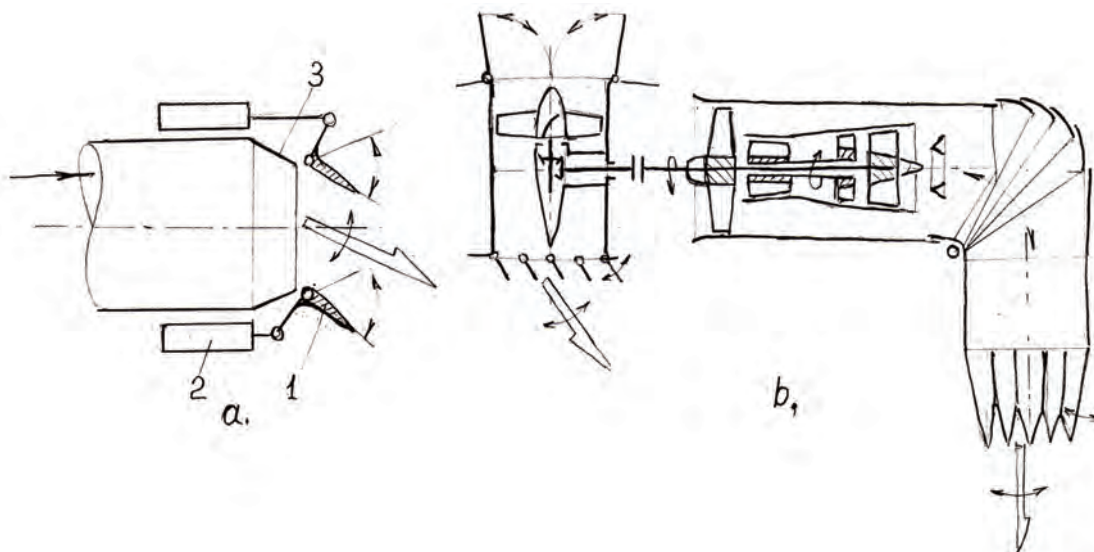
Wykorzystywanie „starych” lotnisk z ciągle wydłużanymi pasami startowymi dla potrzeb coraz większych samolotów pasażerskich i transportowych dalekiego zasięgu, wymusza poszukiwanie coraz skuteczniejszych sposobów ograniczania dobiegu samolotów po ich przyziemieniu. Stosowanie w lotnictwie bojowym hamujące spadochrony, hamulce aerodynamiczne oraz nieblokujące się hamulce w kołach jezdnych samolotów okazały się jako mało efektywne do wykorzystywania w ciężkich i wielkich gabarytowo samolotach pasażerskich i transportowych. Powyższe uwarunkowania doprowadziły do powstania odwracaczy o ciągu wstecznym sięgającym 50...60% (rys. 6) niezależnym od nacisku kół jezdnych i prędkości przemieszczania się samolotu po lotnisku.



Rys. 6. Schematy odwracaczy ciągu silników odrzutowych: (a) – system dwukłapowy, (b) – system kierownicowy dwuprzepływowego silnika. 1 – dysza wylotowa silnika, 2 – nastawna kłapa odwracacza, 3 – kierownice odwracacza, 4 – dysza wylotowa zewnętrznego kanału przepływowego

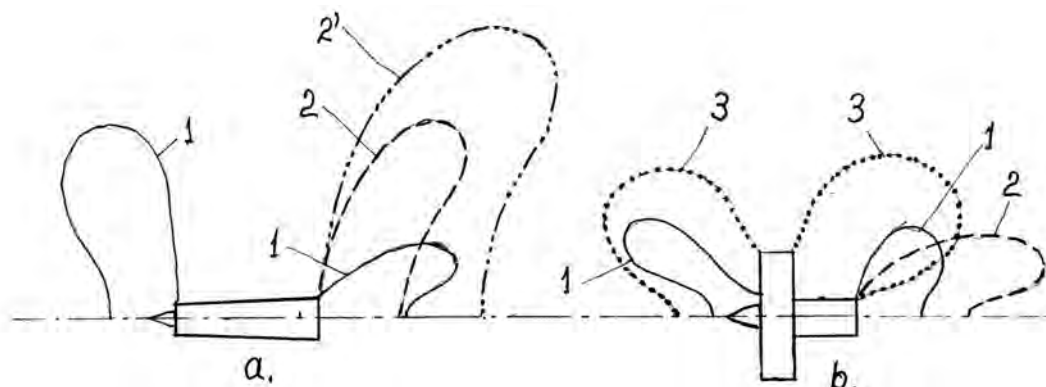
W silnikach jednoprzepływowych czy dwuprzepływowych o małym stosunku natężeń przepływu w kanałach jest rozpowszechnione zawracanie całego strumienia gazów przepływających przez silnik. Natomiast w wentylatorowych silnikach stosuje się zawracanie wyłącznie strumienia z zewnętrznego kanału przepływowego. Wówczas bilans ciągu wstecznego „psuje” dodatni ciąg kanału wewnętrznego – jednak ciąg wsteczny osiąga i tak wartość 50...60% stanowiącą we współczesnych silnikach 15...20 tys. daN.

W ostatnich latach pojawił się problem sterowania położeniem kierunku wektora ciągu w wielozadaniowych samolotach bojowych. System sterowania kierunkiem ciągu silnika odrzutowego może być wykorzystywany zarówno w celu skrócenia rozbiegu samolotu podczas startu i jego dobiegu przy lądowaniu jak i zwiększenia manewrowości podczas lotu.



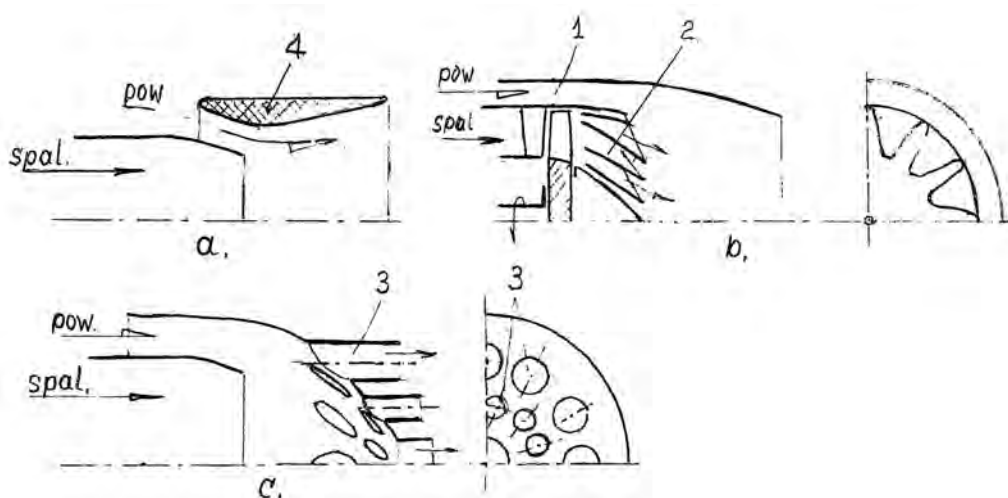
Rys. 7. Schematy sterowania wektorem ciągu: (a) – jednopłaszczyznowego, (b) – przestrzennego. 1 – nastawna kierownica strumienia spalin, 2 – siłownik, 3 – dysza wylotowa

Pierwszym samolotem bojowym wykorzystującym sterowanie położeniem wektora ciągu był niewątpliwie brytyjski samolot pionowego startu i lądowania Harrier z silnikiem Pegasus. Zapewne wkrótce pojawi się amerykański samolot F-35 o podwyższonej manewrowości i pionowego lądowania z pierwszym trójprzepływowym silnikiem wentylatorowym F-135 (rys. 7). Na tym rysunku pokazano także zasadę wektorowania ciągu na prostym przykładzie jedno- płaszczyznowego sterowania.



Rys. 8. Rozkład linii jednakowej intensywności hałasu pracujących silników odrzutowych ze wskazaniem źródeł: (a) – silnika jednaprzepływowego, (b) – dwuprzepływowego wentylatorowego; 1 – sprężarka, 2 – wylot spalin z dyszy silnika, 2' – wylot spalin podczas dopalania, 3 – wentylator

Oddzielny problem stanowi hałaśliwość silników odrzutowych stanowiących napędy samolotów pasażerskich i transportowych podczas startów i lądowań z użyciem odwracaczy ciągu. Na rys. 8 przytoczono wyniki pomiarów hałaśliwości silników pracujących na zakresie maksymalnym podczas postoju samolotu na lotnisku. Wyraźnie widoczna jest mniejsza hałaśliwość dwuprzepływowego silnika wentylatorowego o znacznie większym natężeniu przepływu powietrza, niż silnika samolotu bojowego – zwłaszcza przy pracującym dopalaczu. Intensywność hałasu próbuje się ograniczać w samolotach bojowych (jeśli to konieczne w określonych misjach lotniczych) przez stosowanie ejektorów lub w sposób niejako naturalny – wykorzystując mieszalniki strumienia z obu kanałów. Ten sposób wykorzystywany jest także w „cywilnych” silnikach starszych generacji. W zastosowaniach wojskowych za mieszalnikiem umieszcza się dopalacze. Dość dawno próbowano stosować ejektory z wieloma otworami wylotowymi o różnych średnicach, co powodowało zróżnicowanie częstotliwości – na mniej uciążliwe dla ludzi (rys. 9).



Rys. 9. Sposoby ograniczania emisji hałasu przez silniki odrzutowe: (a) – z pojedynczym ejektorem, (b) – z mieszalnikiem strumieni z obu kanałów silnika dwuprzepływowego, (c) – wielodyszowym ejektorem; 1 – kanał zewnętrzny silnika, 2 – mieszalnik spalin z powietrzem, 3 – dysze wylotowe tłumika hałasu, 4 – wypełniacz tłumiący hałas

Opisując konstrukcje głównych elementów układów wylotowych silników odrzutowych nie można pominąć problematyki ich obciążeń. Główne obciążenie stanowi podgrzewanie rur wylotowych, a zwłaszcza dopalaczy, do temperatur bliskich 1000°C i to ze znacznym ich zróżnicowaniem obwodowym. Warunki ekstremalnych obciążeń występują po wyłączeniu dopalacza z równoczesnym przejściem w lot nurkowy. Grozi to bowiem wyboczeniem do wewnątrz blach rury dopalacza, któremu zapobiega się przez zastosowanie odpowiednio sztywnych wręg. Niezależnie zaleca się obsłudze eksploatacyjnej ogląd wnętrza rur układu wylotowego i klap dyszy wylotowej po każdym locie.

LITERATURA

- [1] **Balicki W., Kawalec K., Pągowski Z., Szczeciński J., Szczeciński S.,** *Historia i perspektywy rozwoju napędów lotniczych*, Ilot, Warszawa, 2005
- [2] **Cheda W., Malski M.,** *Techniczny poradnik lotniczy. Silniki*, WKiŁ, Warszawa, 1984
- [3] **Dzierżanowski P., Kordziński W., Łyżwiński M., Otyś J., Szczeciński S., Wiatrek R.,** *Napędy lotnicze. Turbinowe silniki odrzutowe*, WKiŁ, Warszawa, 1983
- [4] **Otis C.E., Vosbury P.A.,** *Aircraft gas turbine powerplants*, Jeppesen Sanderson Training Products, Englewood, 2002
- [5] **Szczeciński S.,** *Lotnicze silniki turbinowe*, Wydawnictwo MON, Warszawa, 1965
- [6] *The jet engine*, Rolls-Royce plc, London, 1986, 1992, 2006