

PRACE INSTYTUTU LOTNICTWA

Kwartalnik naukowy
4/2009 (199)

ZAGADNIENIA NAPĘDÓW LOTNICZYCH

prof. zw. dr hab. inż. Stefan Szczeciński, redaktor wydania

*Kolegium Redakcyjne Instytutu Lotnictwa: Maciej Bossak, Zdobysław Goraj, Marian Jeż, Wojciech Kania,
Tadeusz Korsak (Sekretarz Kolegium), Antoni Niepokólczycki, Wojciech Potkański,
Kazimierz Szumański (Przewodniczący Kolegium), Zbigniew Wołęjsza*

TRANSACTIONS OF THE INSTITUTE OF AVIATION

SCIENTIFIC QUARTERLY
4/2009 (199)

AIRCRAFT POWERPLANT ISSUES

Prof. Stefan Szczeciński, Editor

ТРУДЫ ИНСТИТУТА АВИАЦИИ

НАУЧНОЙ ЖУРНАЛ (КВАРТАЛНИК)
4/2009 (199)

ВОПРОСЫ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Проф. Стефан Щецински, Редактор

Wydawca: Instytut Lotnictwa
Sekcja Wydawnictw Naukowych
Al. Krakowska 110/114 02-256 Warszawa, Polska
telefon: (4822) 846 00 11 wewn. 442, faks: (4822) 846 44 32
Edycja, redakcja, skład komputerowy: mgr Agata Chrzanowska
Druk: ALKOR, 05-070 Sulejówek, Krucza 4

OD REDAKTORA WYDANIA...

Obecnie na rynku księgarskim występuje zupełny brak publikacji współcześnie opracowanych jako podręczniki dla studentów i uczniów naszych uczelni i szkół kształcących w specjalnościach: konstrukcja, eksploatacja i diagnostyka lotniczych silników turbinowych. Jednocześnie istnieje przeogromna rzesza pracowników technicznych obsługujących codziennie samoloty i śmigłowce transportu pasażerskiego i towarowego oraz bojowego. Ich działania muszą zapewnić pełne bezpieczeństwo latania i trwałość przy minimalizowanych kosztach użytkowania coraz bardziej skomplikowanego sprzętu.

W tej sytuacji nasz zespół autorski pracowników uczelni, instytutów, zespołów konstruktorskich wytwórców silników i ich zakładów remontowych oraz eksploatorów samolotów szczególnego nadzoru zdobył się na odwagę zwartego opracowania kilkunastu tematów – ważnych, z naszego punktu widzenia – jako wyjaśnienia ograniczeń i zagrożeń dla bezpiecznego użytkowania turbinowych silników lotniczych. Przedstawiono również problematykę cech dynamicznych i kierunków rozwoju silników tłokowych specyficznych dla szybko rozwijającego się lotnictwa biznesowego, turystycznego, gospodarczego, przede wszystkim taniego o niezbyt wygórowanych osiągnięciach.

We wszystkich opracowanych tematach staraliśmy się przedstawić fizyczny obraz przebiegu zjawisk oraz obciążeń części i zespołów silników ilustrowanych odpowiednimi szkicami, wykresami, a niekiedy danymi liczbowymi. Zwrócono również uwagę na problematykę specyficzną dla lotnictwa w dziedzinie obecnie stosowanych (i przewidywanych do zastosowań w już bliskiej przyszłości) materiałów konstrukcyjnych, paliw i olejów oraz szczególnie ważną w lotnictwie diagnostykę silników.

Wyrażamy nadzieję, że stanowiąc one będą dobre uzupełnienie podstawowej wiedzy zdobytej na uczelniach i w bieżącej praktyce zawodowej.

Poświęcenie całego Zeszytu Naukowego Instytutu Lotnictwa wyłącznie problematyce silników lotniczych nie byłoby pełne bez opisów sposobów ustalania przyczyn awarii silników. Niejednokrotnie doprowadzały one do przymusowych lądowań a nawet katastrof. Należy tu zwrócić uwagę, że najczęściej winę ponosi człowiek w fazie produkcji części, montażu silnika i kontroli jego poprawności, fazy użytkowania i diagnostyki aż do decyzji pilota o potrzebie włączenia instalacji przeciwołodziowej silnika podczas lotu śmigłowca lub samolotu. Właściwa interpretacja przebiegu każdej awarii i ustalenia jej przyczyn oraz upublicznienie, przynajmniej w gronie specjalistów całej branży lotniczej, pozwoli uniknąć choć części katastrof. Stąd Czytelnikowi "ku pamięci" oferujemy zapoznanie się z kilkoma szczególnie blisko nas dotyczącymi rozpoznanymi przypadkami.

Od czasów największych katastrof lotniczych w Polsce (na Okęciu w 1980 roku i w Lesie Kabackim w 1987 roku) pojawiło się wiele „przyczyn” obu tych tragedii. Szczegółowo opisywane były w prasie, radiu, telewizji a nawet w specjalnie opracowanych filmach - celem było przedstawienie rzeczywistych przyczyn awarii silników, które doprowadziły do katastrof obu Ił-ów.

Jest to chyba ostatnia pora na to, aby zabrał głos silnikowiec (członek obu komisji rządowych powołanych przez ówczesnych premierów), który doprowadził, ze swoim zespołem ekspertów (z ILot, ITWL, PLL-Lot oraz WAT) do wykrycia i udowodnienia przyczyn awarii silników – które spowodowały katastrofy obu samolotów.

Należy zaznaczyć, że w obu przypadkach bezpośrednią przyczyną tych tragedii była utrata więzi kinematycznej między sterownicą pilota a usterzeniem ogonowym samolotu na skutek przecięcia drążków łączących te urządzenia częściami rozpadających się tarcz nośnych turbin wirników niskiego ciśnienia.

Napęd samolotu Ił-62 (w 1980 roku) stanowiły 4 silniki NK-8, nie najnowszej już generacji, natomiast samolotu Ił-62 M (w 1987 roku) 4 silniki D-30KU nowszej generacji, o podobnej wartości ciągu ale znacząco mniejszym zużyciu paliwa.

Dociekliwość badawcza doprowadziła do obliczeniowego odtworzenia przebiegu awarii, oddzielnie dla obu przypadków, uwiecznionych dwoma obronionymi doktoratami.

Stefan Szczeciński

DROGI ROZWOJU NAPĘDÓW LOTNICZYCH

W. Balicki, Z. Pągowski, S. Szczeciński

Instytut Lotnictwa

R. Chachurski, A. Kozakiewicz

Wojskowa Akademia Techniczna

P. Głowacki

Central European Engine Services

J. Szczeciński

General Electric Poland

Streszczenie

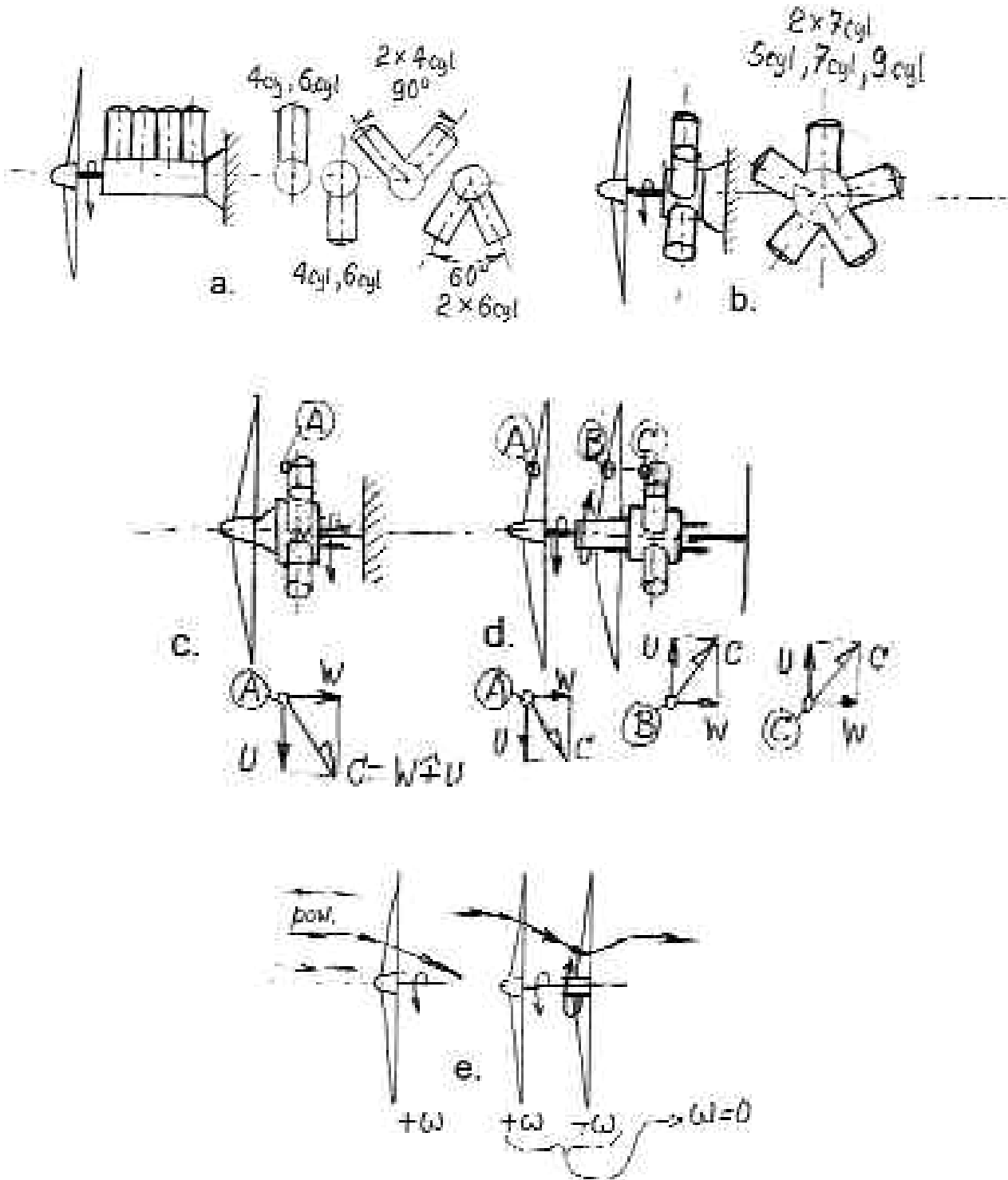
W artykule starano się przedstawić w kolejności historycznej najważniejsze udoskonalenia napędów lotniczych mające na celu latanie „wyżej - dalej - szybciej”. W lotnictwie może być wykorzystywany wyłącznie napęd odrzutowy: od śmigła napędzanego silnikiem tłokowym czy turbinowym, bezpośrednio wytwarzanego ciągu przez turbinowe silniki odrzutowe jedno- i dwuprzepływowe do ... przeciwbieżnych śmigłowentylatorów (ciągnących lub pchających) napędzanych przez silniki turbinowe. W każdym przypadku rozwój osiągnięto przez ograniczanie masy i wymiarów silników a jednocześnie wzrost ich mocy lub ciągu, wzrost sprawności śmigieł, wentylatorów i śmigłowentylatorów, obniżenie zużycia paliwa. W ostatnich latach szczególnie uwidoczniła się wzrost trwałości i niezawodności oraz zainteresowanie wielopaliwowością, paliwami odtwarzalnymi a także ograniczaniem emisji hałasu i składników toksycznych w spalinach.

Słowa kluczowe: napęd lotniczy, silnik odrzutowy, śmigłowentylator, emisja hałasu i toksyn

Początki lotnictwa preferowały szczególnie lekkie (i superlekkie) konstrukcje silników t.j. przystosowywane trakcyjne rzędowe chłodzone wodą o zapłonie iskrowym (ZI). Silniki już specjalnie dla lotnictwa chłodzone powietrzem: gwiazdowe (równomierne chłodzenie cylindrów), gwiazdowe rotacyjne (intensywniejsze chłodzenie), birotacyjne (zmniejszenie efektu giroskopowego ale i intensywne chłodzenie) (rys. 1).

Moc silników lotniczych do I wojny światowej to kilkadziesiąt KM, a od lat 30-ub.w. gwałtowny wzrost do wartości, 800...1800(2000) KM. Po II-iej wojnie światowej przy próbie „ratowania” zastosowań silników tłokowych w lotnictwie bojowym osiągnięto moce 3000...4000 KM. Obecnie silniki tłokowe w lotnictwie sportowym (moce 100...300 KM), a w zanikającym rolniczym (!) to nawet 1000 KM jak w samolocie AN-2. Lotnicze silniki tłokowe zawsze o ZI „szczyty” swoich osiągnięć uzyskały w czasie II-iej wojny. Jednostkowe wartości parametrów charakterystycznych to: zużycie paliwa 220...200 g/KMh, moc z pojemności cylindrów: 50...60 KM/dm³, masa: ~ 0,5 kg/KM. Uzyskane sukcesy osiągnięć silników lotniczych nie poszły na marne. Powstały warianty czołgowe: Amerykanie (dodając wentylatory) stosowali 7-mio cylindrowe gwiazdowe silniki lotnicze (o ZI i mocy 350 KM) chłodzone powietrzem w „generalskiej” serii masowo użytych w końcowej fazie II-iej w.św. w Europie. Rosjanie we wszystkich czołgach II-iej wojny. stosowali silniki W-2 (o ZS i mocy 500 KM) będący wysokoprężną wersją silników lotniczych AM-38 (o ZI

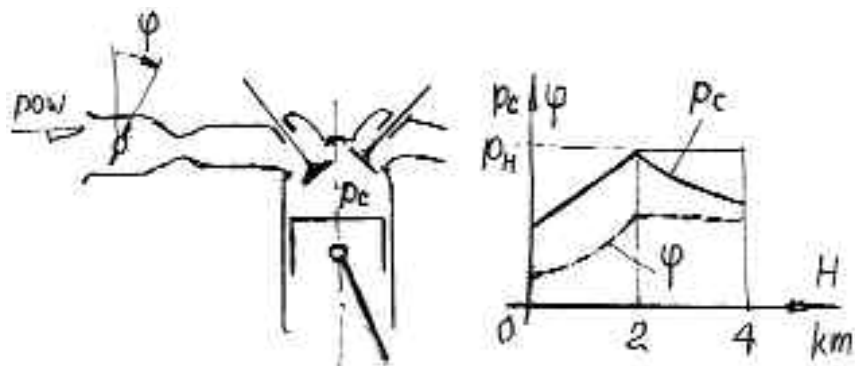
i zasilanych gaźnikowo) stanowiących napęd słynnych szturmowców IŁ-2 (zwanymi przez Niemców „czarną śmiercią”¹). Współcześnie wersje silników W-2 osiągnęły moc 700 KM (doładowane sprężarką mechanicznie napędzaną), a ostatnio z dwiema turbosprężarkami – „aż” 900 KM w naszym czołgu „Twardy”.



Rys. 1. Schematy układów cylindrów silników stosowanych w początkowych latach rozwoju lotnictwa: (a) – silniki rzędowe, (b) – gwiazdowe, (c) – gwiazdowe rotacyjne, (d) – gwiazdowe birotacyjne, (e) – przepływ strumienia powietrza przez śmigło pojedyncze i przeciwbieżne

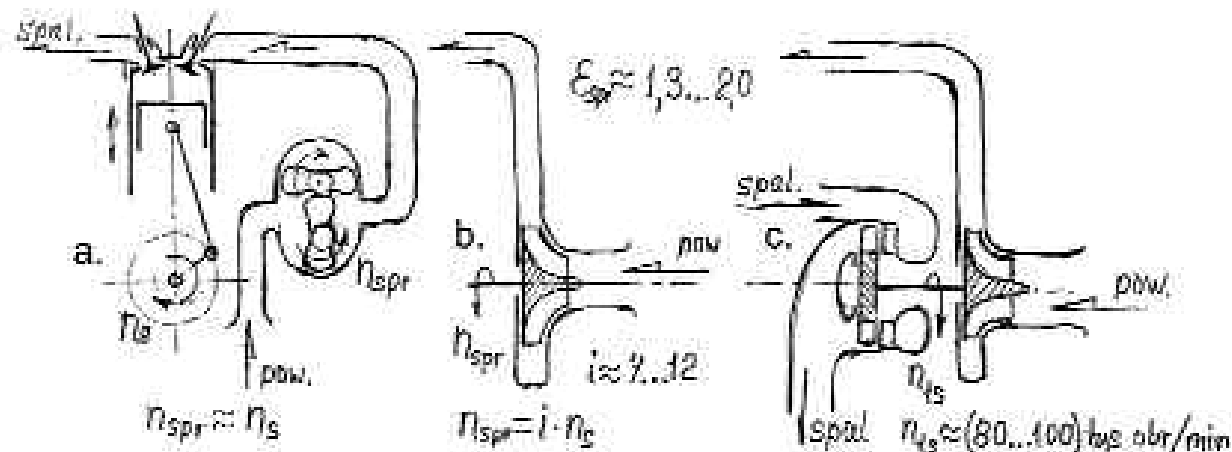
¹ Słyszałem, widziałem – jako przymusowy robotnik po berlińskiej stronie Odry w czasie jej forsowanie przez naszych „Kościuszkowców” - S. Szczeciński.

Na początku rozwoju lotniczych silników tłokowych (w czasie I-ej wojny) potrzeba przekraczanie linii frontów na bezpiecznej wysokości lotu (powyżej celnego zasięgu ówczesnej broni przeciwlotniczej, (~ 2000m), wykorzystywano „metody” przewymiarowania cylindrów oraz ich „przeprężania”. W obu przypadkach pełne otwarcie przepustnic gaźników (stosowanych wówczas powszechnie) można było wykorzystać dopiero w zakresie osiągnięcia ~ 2000 m, dla ochrony układu korbowego przed przeciążeniem (rys. 2).



Rys. 2. Zależność ciśnienia napelniania p_c cylindrów silnika i kąt φ otwarcia przepustnicy gaźnika od wysokości H lotu

Dla zwiększenia mocy silników zwiększano ich prędkość obrotową, co wymusiło stosowanie przekładni redukcyjnych śmigieł dla utrzymania ich sprawności i wytrzymałości łopat na zadowalającym poziomie. Równoległe wprowadzono pojemnościowe sprężarki doładowujące i wirnikowe sprężarki promieniowe² (rys. 3).



Rys. 3. Sposoby doładowywania cylindrów silników lotniczych: (a) – sprężarka pojemnościowa, (b) – sprężarka wirnikowa napędzana mechanicznie przez doładowywany silnik, (c) – turbosprężarka

Doświadczenia zdobyte w I-ej wojnie w zakresie użytkowania i produkowania silników lotniczych, krytyczne oceny wiedzy w zakresie teorii, konstrukcji, technologii oraz dostępności materiałów doprowadziły do ustabilizowania form konstrukcyjnych. W czasie II-ej wojny w lotnictwie bojowym występowały 2 grupy silników: rzędowe 12-cylindrowe w układzie widlastym chłodzone cieczami niezamarzającymi oraz 14-cylindrowe dwugwiazdowe chłodzone powietrzem doładowywane promieniowymi sprężarkami – napędzanymi mechanicznie przez przekładnie przyspieszające. Silniki były wyposażone w reduktory śmigłowe (jako para kół zębatych) w silnikach rzędowych, a w silnikach gwiazdowych zwykle w postaci reduktora obiegowego osiowosymetrycznego względem wału korbowego. Zasilanie silników w większości

² Były także próby zbudowania i zastosowania turbosprężarek.

było gaźnikowe: w brytyjskich i amerykańskich były to konstrukcje jednogaźnikowe (przed sprężarkami doładowującymi), a w radzieckich: jednogaźnikowe tylko w silnikach gwiazdowych a w rządowych: wielogaźnikowe (4-o lub 6-cio) za sprężarką – co pozwoliło na uśrednienie składu i jakości mieszanki, równocześnie chroniąc gaźniki przed oblodzeniem. Tylko Niemcom udało się wprowadzić we wszystkich silnikach („rodzin” DB 600, Jumo 210 oraz BMW-801) samolotów bojowych wysokociśnieniowy wtrysk paliwa bezpośrednio do cylindrów (jak w silnikach o ZS) w suwie sprężania. Silniki te charakteryzowało szczególnie małe jednostkowe zużycie paliwa i niezakłócona praca w każdym położeniu samolotu względem pola grawitacji.

Trwałość mędynaprawczą ówczesnych silników samolotów bojowych przewidywano na ok. 100h (przy statystycznej przeżywalności tych samolotów w czasie wojny ok. 20h).

Obecnie silniki tłokowe są wykorzystywane w „małym” lotnictwie: aeroklubowym, dyspozycyjnym, gospodarczym, ratowniczym, sportowym oraz rekreacyjnym (także jako napęd lotni i parolotni...it.p.). W aspekcie technicznym są to silniki na poziomie przedwojennej wiedzy o teorii pracy, konstrukcji i technologii produkcji zwłaszcza w porównaniu z osiągniętym już poziomem rozwoju napędów samochodów. Rzadko spotyka się silniki z wtryskiem niskociśnieniowym – są one zazwyczaj zasilane gaźnikami o dość prymitywnej konstrukcji – z ręczną np. 4-o dźwigniową (!) możliwością dostosowywania nastaw do bieżących warunków lotu (H , T_H).

W użyciu znajdują się omal wyłącznie (?) silniki rządowe o przeciwsobnym układzie cylindrów (typu „boxer”) o 2-u, 4-o lub 6-ciu cylindrach chłodzonych powietrzem niedoładowanych o mocach od kilkudziesięciu ... do ok. 300 KM. Jedynie w starszych samolotach wykorzystywanych w rolnictwie są jeszcze stosowane silniki gwiazdowe 5-cio, 7-mio (najczęściej) i 9-cio cylindrowe o mocach od ok. 150...do 1000 KM – niekiedy doładowywane³.

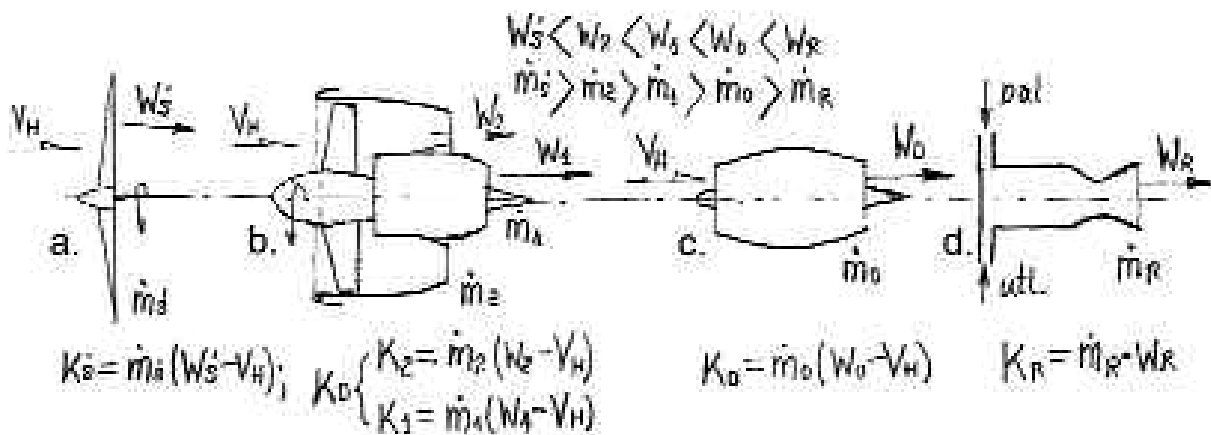
Obecnie jest duża szansa (ze względu na wymogi ekologiczne i zmian klimatycznych) rozwoju lotniczych silników tłokowych przez przeniesienie do nich osiągnięć motoryzacyjnych (przynajmniej): wprowadzenie wtrysku niskociśnieniowego z „sondą lambda” i sterowania komputerowego dawki paliwa i kąta wyprzedzania zapłonu oraz (odtworzalnych!) biopaliw. Niezależnie rozważa się wprowadzenie silników o ZS na zunifikowanym paliwie: nafcie lotniczej (z dodatkiem biopaliw). Rozważa się także sensowność wprowadzania udoskonalonych silników Wankla o różnych liczbach jednakowych „plasterków” w zależności od zapotrzebowywanych mocy. Dla wojskowych bezpilotowych samolotów bezpośredniego rozpoznania pola walki znane są już zastosowania elektrycznego napędu śmigieł z wykorzystaniem wydajnych akumulatorów wspartych bateriami słonecznymi – rozpiętymi na płatach skrzydeł.

Historia powstania i rozwoju lotnictwa nieznacznie przekroczyła 100 lat, a już kilkakrotnie „grzebano” spalinowe silniki tłokowe i śmigła (bo zbyt małe prędkości lotu...) ale i silniki odrzutowe (bo zbyt duże zużycie paliwa...). Okazuje się jednak, że coraz bardziej rozszerzające się potrzeby wykorzystywania obiektów latających, dają szansę rozwoju i zastosowań różnych rodzajów napędów.

Wkrótce po I-iej wojnie światowej uaktywnili się zapaleńcy lotnictwa z szeregiem wynalazków – mających umożliwić latanie „szybciej – wyżej – dalej”. Poruszanie się w oceanie powietrznym nie pozwala na zastosowanie odpychania od „gruntu” jak to stosuje się w łodziach na płytkich akwenach. W lotnictwie każdy rodzaj napędu jest odrzutowym.

Wśród różnych wynalazków pojawiły się pomysły na obudowane wielołopatowe śmigła – jak we współczesnych dwuprzepływowych wentylatorowych silnikach odrzutowych, strumieniowe silniki odrzutowe (o przepływie pulsacyjnym i ciągłym) oraz, obecnie „klasyczne” turbinowe silniki odrzutowe oraz silniki raketowe na stałe i ciekłe materiały pędne (rys. 4).

³ Tu absolutnym rekordzistą jest samolot AN-2 i napędzający go 1000-konny silnik. Polski przemysł lotniczy wyprodukował tych samolotów blisko 14000 sztuk i odpowiednią dla nich liczbę silników. Są one wykorzystywane na całym świecie, a w Brazylii latają na najbardziej tam dostępnym (i tanim) paliwie: tj. alkoholu etylowym.



Rys. 4. Porównanie cech przepływowych (natężenia przepływu \dot{m} i prędkości W) zespołów napędowych samolotu. (a) – śmigło, (b) – dwuprzepływowy wentylatorowy turbinowy silnik odrzutowy, (c) – jednoprzepływowy silnik odrzutowy, (d) – raketowy silnik na ciekły materiał pędny, K – ciąg zespołu napędowego

Po I-ej wojnie światowej specjaliści lotniczy wielu państw – zwłaszcza zaangażowanych w planowanie przyszłej wojny – zdawali sobie sprawę, że dalszy rozwój lotnictwa bojowego uzależniony jest od powstania bezśmigłowego napędu odrzutowego. Odpowiednie prace wszczęto na przełomie lat 20/30 ubiegłego wieku w wielu krajach (także u nas: J. Oderfeld...). Mimo zbudowania pierwszego silnika odrzutowego i jego uruchomienia w kwietniu 1937 roku w Wielkiej Brytanii, tylko w Niemczech udało się doprowadzić do pierwszego lotu samolotu odrzutowego już w sierpniu 1939 roku.

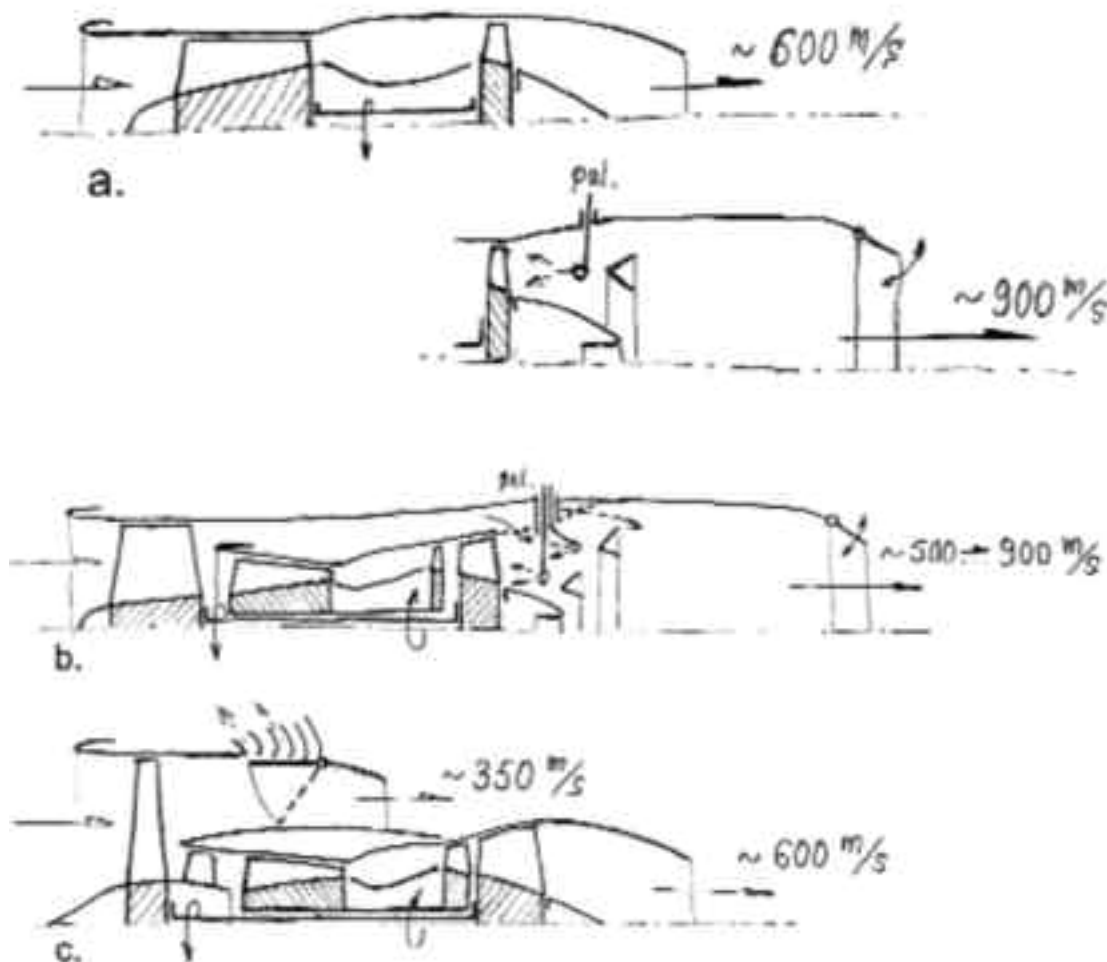
W czasie wojny w Niemczech opracowano, wyprodukowano i wprowadzono do walki blisko 1800 samolotów odrzutowych. Także w tym czasie powstały rakiety przeciwlotnicze Rhaun-tochter z silnikami na ciekły materiał pędny, rakiety balistyczne V2-z silnikami na ciekły tlen i alkohol etylowy, uskrzydłone bomby latające V1 z pulsacyjnymi strumieniowymi silnikami odrzutowymi oraz podwieszane raketowe silniki na ciekły materiał pędny wspomagające start przeciążonych bombowców. Powstały także raketowe bezbrzechwowe pociski taktyczne (Nebel - werfer) na stały materiał pędny.

Po II-ej wojnie światowej, najpierw w lotnictwie bojowym, pojawiły się turbinowe silniki odrzutowe – początkowo były to kopie zdobycznych silników Jumo 004; BMW 003 wdrażane z pomocą (także „zdobycznych”) specjalistów niemieckich, oraz w tzw. bloku państw socjalistycznych kopie „licencyjne” brytyjskich silników RR-Derwent i rodziny Nene. Nasze ówczesne, omal „mocarstwowe”, lotnictwo to wielkoseryjna produkcja samolotów myśliwskich (licencyjnych) samolotów MiG-15 i MiG-17 i ich silników RD-500, RD-45 (kopie Derwenta i Nene I) oraz WK-1 i WK-1F (radzieckich modyfikacji silników Nene II) w latach 1950...1960...W owym dziesięcioleciu powstały własne konstrukcje samolotu szkolnego (Bies i tłokowy silnik WN..) i szkolno – bojowego (Iskra i odrzutowy S0-1). W następnym dziesięcioleciu projekt i makietka samolotu bojowego Grot z radzieckimi silnikami RD-9B oraz trwające prace nad samolotem Iryda (do oblatanych prototypów) z silnikami jednoprzepływowymi K-15 i udoskonalonym silnikiem K-16 oraz dwuprzepływowym D-18. Dalsze prace silnikowe w kraju to remonty silników jednoprzepływowego AŁ-21F3 (samolotu Su-22) i dwuprzepływowego RD-33 (samolotu MiG-29) oraz dwuprzepływowego wentylatorowego CFM56 (na potrzeby lotnictwa pasażerskiego).

Dalsze prace nad polskimi konstrukcjami lotniczych silników turbinowych to już tylko marzenia...marzenia... Pewną szansą współpracy międzynarodowej może stać się produkcja zdecydowanie unowocześnionych „starych” silników tłokowych w precyzyjnie ustalonych zapotrzebowaniach mocy.

Natomiast lotnicze silniki turbinowe, dzięki swoim strukturalnym walorom jak małe wymiary poprzeczne i masa silników, bezpulsacyjna praca, podatność technologiczna wielu powtarzalnych części, osiągnięty poziom niezawodności i trwałości oraz malejące permanentnie zużycie paliwa spowodowały całkowite opanowanie przez nie lotnictwa we wszystkich obszarach jego zastosowania w gospodarce, szybkim transporcie ludzi i towarów oraz w wojskach.

Obecnie, ze względu na zastosowanie i wynikające stąd warunki lotu, ukształtowały się formy konstrukcyjne, osiągi i cechy użytkowe – szczególnie przydatne do spełniania przewidywanych zadań dla danego rodzaju lotnictwa (rys. 5).



Rys. 5. Struktury przepływowe turbinowych silników odrzutowych. (a) – jednoprzepływowy bez dopalacza i z dopalaczem, (b) – dwuprzepływowy z dopalaczem, (c) – dwuprzepływowy wentylatorowy z odwracaczem ciągu

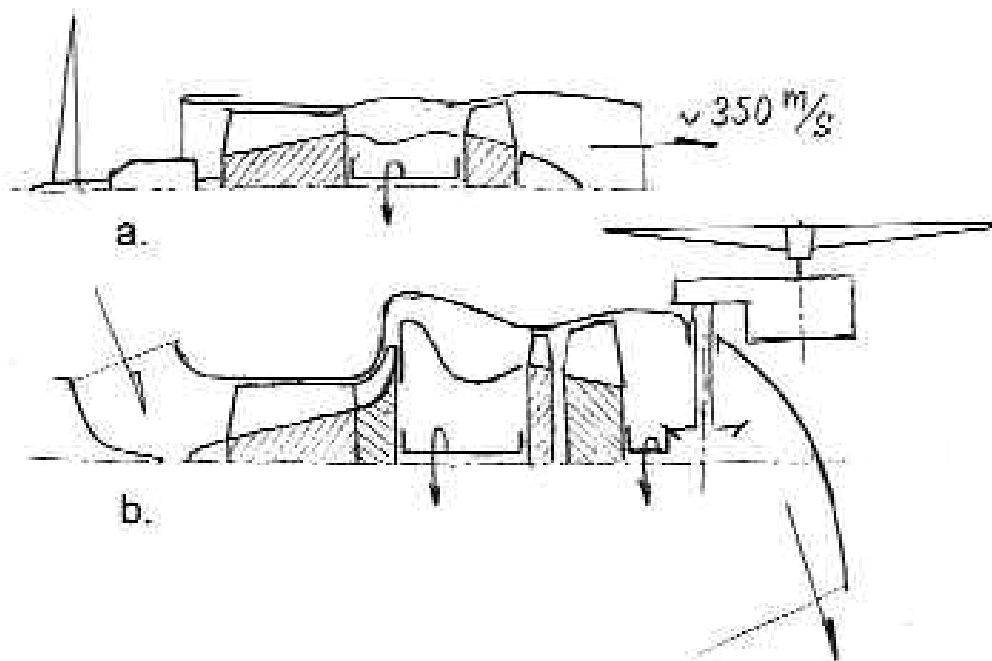
Odrzutowe silniki jednoprzepływowe do niedawna panowały w lotnictwie bojowym tak ze względu na małe wymiary poprzeczne silników – jak i ich względną trwałość (prostota konstrukcji, eksploatacji i zachęcająca niezawodność i trwałość). „Zimna” wojna wymusiła konieczność przewidywania wieloletniej eksploatacji samolotów bojowych o dużym zasięgu i podatnych na wprowadzanie coraz bardziej wyrafinowanego osprzętu i uzbrojenia, oraz sposobów przetrwania na polu walki. Jednym z czynników sprostania tym wymaganiom jest ekonomiczność pracy dwuprzepływowych silników odrzutowych, co zadecydowało o ich powszechności zastosowania we współczesnym lotnictwie bojowym.

Nie jest to naturalnie jedyna pozytywna z cech, lecz inne wynikają niewyłącznie z odrębności strukturalnej silników tego typu – a „tylko” z faktu ich powstawania w czasie dojrzałości konstrukcyjnej, technologicznej oraz doświadczeń wieloletniego użytkowania silników turbinowych w różnych rodzajach lotnictwa.

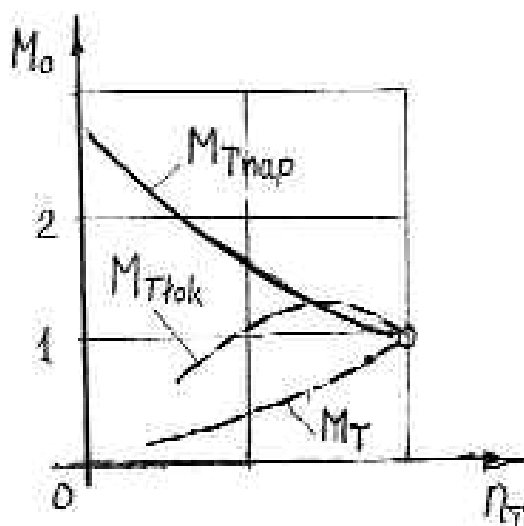
Warto pamiętać jaki wpływ na osiągi i cechy użytkowe mają odmienności strukturalne lotniczych silników turbinowych.

W grupie silników odrzutowych to przede wszystkim bezpośrednio wytwarzanie ciągu na skutek wzrostu prędkości między wlotem i wylotem podgrzanego powietrza w kanałach przepływowych silnika.

Natomiast w grupie silników śmigłowych i śmigłowcowych wykorzystanie nadwyżkowej mocy turbiny (nad niezbędną do napędu sprężarki silnika) do napędu śmigła samolotowego lub wirnika nośnego śmigłowca (rys. 6 oraz rys. 7).



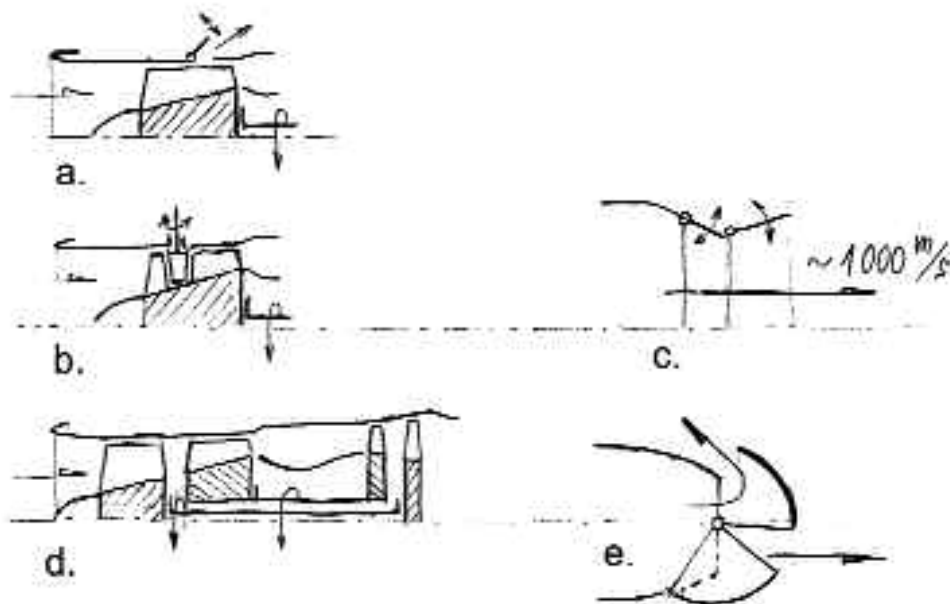
Rys. 6. Struktury przekazu mocy silników śmigłowych i śmigłowcowych. (a) - jednowirnikowy silnik śmigłowy, (b) - silnik śmigłowcowy z oddzielną turbiną napędową



Rys. 7. Obrotowe charakterystyki porównawcze momentu obrotowego. $M_{\text{łok}}$ - silnik tłokowy, M_T - jednowirnikowy silnik turbinowy, $M_{T\text{nap}}$ - silnik z oddzielną turbiną napędową

Struktura przepływowa turbinowych silników odrzutowych pozwala na jej przystosowanie do potrzeb określonego rodzaju lotnictwa. Najprostsza struktura to jednoprzepływowy jednowirnikowy silnik: prosty technologicznie, tani. Wprowadzenie upustu powietrza ze sprężarki i nastawnych kierownic to rozszerzenie zakresu stabilnej i wysokosprawnej pracy sprężarki a jej

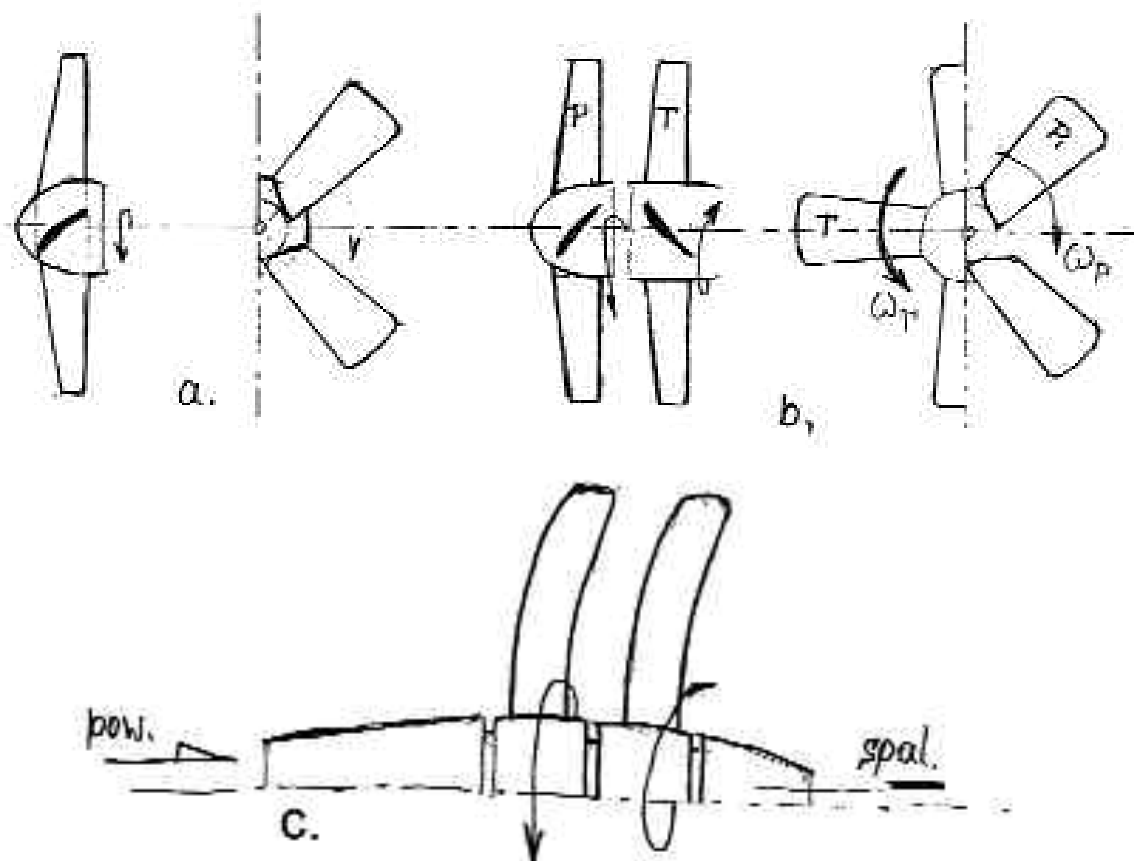
wielowirnikowość to radykalna poprawa tych cech (rys. 8). Praca silnika z dużym nadmiarem powietrza to możliwość zastosowania dopalacza i wykorzystania nastawności dyszy wylotowej w szerszym zakresie pracy silnika i warunków lotu samolotu.



Rys. 8. Mechanizacja przepływów silników turbinowych jako sposób poprawy cech użytkowych silników. (a) - upust powietrza ze sprężarki, (b) - nastawność kierownic sprężarki, (c) - nastawność dyszy wylotowej, (d) - dwuwirnikowość sprężarki i turbiny, (e) - odwracacz ciągu

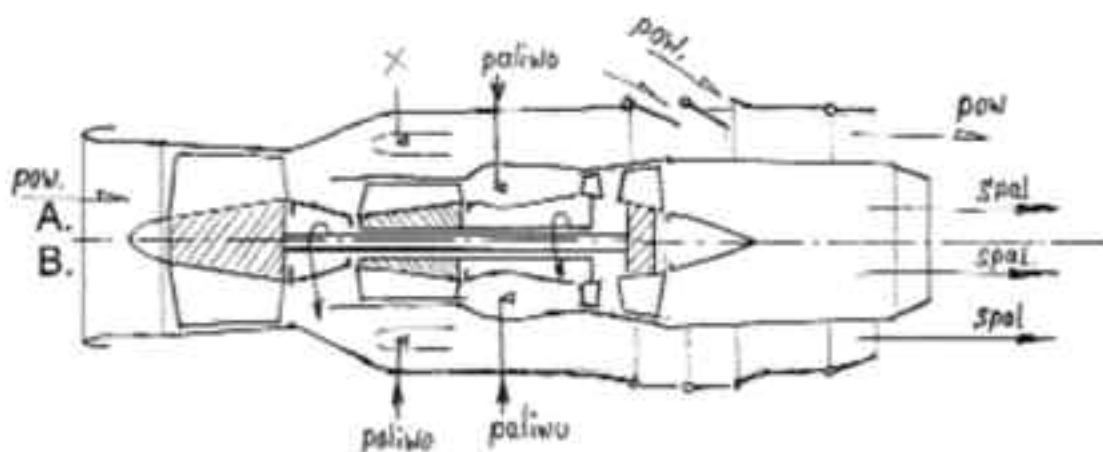
Silniki dwuprzepływowe samolotów bojowych (o niewielkim – ale z możliwością wyboru wartości stosunku natężeń przepływu w kanałach silnika) to skutek kompromisu między ekonomicznością silnika a jego gabarytem poprzecznym (ale i obniżeniem temperatury gazów wylotowych do poziomu utrudniającego celność pocisków npła sterowanych na podczerwień. W lotnictwie t.zw. komercyjnym – to rozwój dwuprzepływowych silników wentylatorowych o dużym stosunku natężeń przepływu ($\pi = 5...10...i$ więcej) w miarę rozwoju materiałów konstrukcyjnych – lżejszych i wytrzymalszych. Najbardziej pożądane cechy tych silników to: ekonomiczność, trwałość, niezawodność. Jednostkowe zużycie paliwa silników wentylatorowych współcześnie wprowadzanych do produkcji osiągają wartość 5-cio krotnie mniejszą niż osiągnęto w pierwszych silnikach odrzutowych samolotów bojowych końca II-iej wojny światowej-i tuż po niej. Warunki lotu samolotów pasażerskich i transportowych dalekiego zasięgu to ich stałość i wykorzystywanie specyfiki: Jeden lot = jeden cykl zmęczeniowy konstrukcji silnika, oraz minimalizacja strat przepływu spalin przez turbinę na drodze minimalizacji luzów wierzchołkowych jej łopatek (1...2)% przez sterowane schładzanie kadłubów turbin. Poprawę sprawności napędowej należy upatrywać także w „aerodynamicę” łopat śmigieł i wentylatorów (rys. 9) – których położenie krawędzi natarcia wielkości ciwowych łopat względem ich zamocowania w tarczach wirnikowych jest analogiczne do osadzenia skośnych skrzydeł w samolotach naddźwiękowych i osiąganie prędkości obwodowych ich wierzchołków do nawet ponad 500 m/s. W turbinowych silnikach śmigłowych i śmigłowcowych cechy konstrukcyjne ich zespołów wirnikowych podlegają analogicznym zmianom dostosowawczym do wymagań lotnych samolotów i śmigłowców. Są one podobne do (na ogół) wcześniej wprowadzanych do silników odrzutowych. Są to przede wszystkim upusty powietrza ze sprężarek, nastawność palisad łopatek kierownic sprężarek, ich dwuwirnikowość (także z przeciwbieżnością).

Już w początkach wprowadzania napędu turbinowego do śmigłowców ich cechą wyróżniającą stały się oddzielne turbiny napędowe – ze względu na szczególnie korzystną charakterystykę momentu obrotowego takiej turbiny (por. rys.6.b. oraz rys. 7).



Rys. 9. Rozwój konstrukcji śmigłowentylatorowych. (a) - zmodyfikowane łopaty śmigła pojedynczego, (b) - przeciwbieżny śmigłowentylator, (c) - śmigłowentylator napędzany bezpośrednio przeciwbieżnymi turbinami

Na ewentualność wykorzystywania samolotów jako wstępnych stopni wynoszących obiekty kosmiczne w pobliże orbitalnych prędkości czynione są próby zbudowania silników odrzutowych o zmiennej strukturze przepływowej (zwanymi silnikami adaptacyjnymi) zapewniających ich pracę z wysoką sprawnością w szczególnie szerokim zakresie prędkości lotu: od $Ma < 1$ do $Ma = 5 \dots 6$ (rys. 10).



Rys. 10. Jedna z idei struktury przepływowej odrzutowego silnika adaptacyjnego. A - „klasyczny” silnik dwuprzepływowy, B - silnik z kanałem zewnętrznym pracującym jako silnik strumieniowy

W najbliższym czasie, z dużą dozą prawdopodobieństwa, należy się spodziewać permanentnego wprowadzenia coraz lżejszych, wytrzymalszych, odpornych na zanieczyszczenia środowiska, podatnych technologicznie na automatyczne wytwarzanie materiałów konstrukcyjnych

i produkcję części. Wydaje się wielce prawdopodobne wprowadzenie łożysk magnetycznych i elektromagnetycznych do podpór wirnikowych: sprężarek, turbin i wentylatorów wielowirnikowych odrzutowych silników dwuprzepływowych.

To krótkie opracowanie nie jest w stanie opisać wielu niuansów, meandrów i wybojów (czasem zapór nie do przebycia) dróg rozwojowych napędów lotniczych. Konieczne jest krytyczne śledzenie bieżących informacji także w literaturze popularno – specjalistycznej – traktowanej przez Czytelników i Decydentów bardzo poważnie – bo ich odpytywanymi specjalistami są zwykle Redaktorzy Czasopism Lotniczych którzy niegdyś byli pilotami.

WLOTY TURBINOWYCH SILNIKÓW ODRZUTOWYCH – – ZAGROŻENIA WIREM WLOTOWYM

W. Balicki, K. Kawalec, Z. Pągowski, S. Szczeciński

Instytut Lotnictwa

R. Chachurski, A. Kozakiewicz

Wojskowa Akademia Techniczna

P. Głowacki

Central European Engine Services

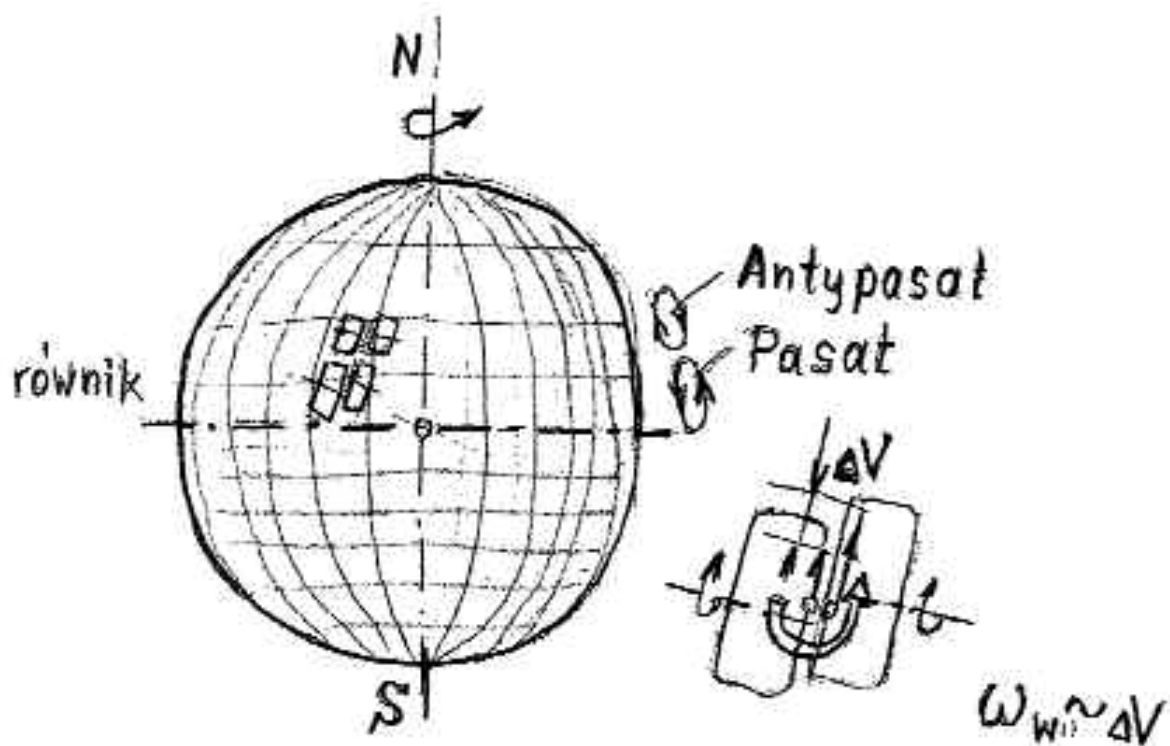
Streszczenie

W artykule przedstawiono warunki otoczenia wlotów silników odrzutowych sprzyjające powstaniu wiru wlotowego i jego zagrożeniach polegających na poderwaniu z ziemi tzw. „ciał obcych” i ich wrzuceniu do kanału przepływowego silnika. Znalezione podobieństwo powstania wiru wlotowego do powstania trąb powietrznych w atmosferze ziemskiej. Przedstawiono sposoby „lotniskowe” ograniczające możliwość powstania wiru oraz przez odpowiednie kształtowanie wlotów. Przy okazji zwrócono uwagę na możliwość kształtowania samolotowych kanałów dolotowych do silników samolotów bojowych tak aby ograniczyć skutki zderzenia z ptactwem oraz namiarów radarowych nieprzyjaciela. Przytoczono charakterystyki stopnia wykorzystania ciśnienia spiętrzenia we wlotach współczesnych samolotów bojowych. Zwracano uwagę na obraz fizyczny zjawisk zachodzących we wlotach i przed nimi.

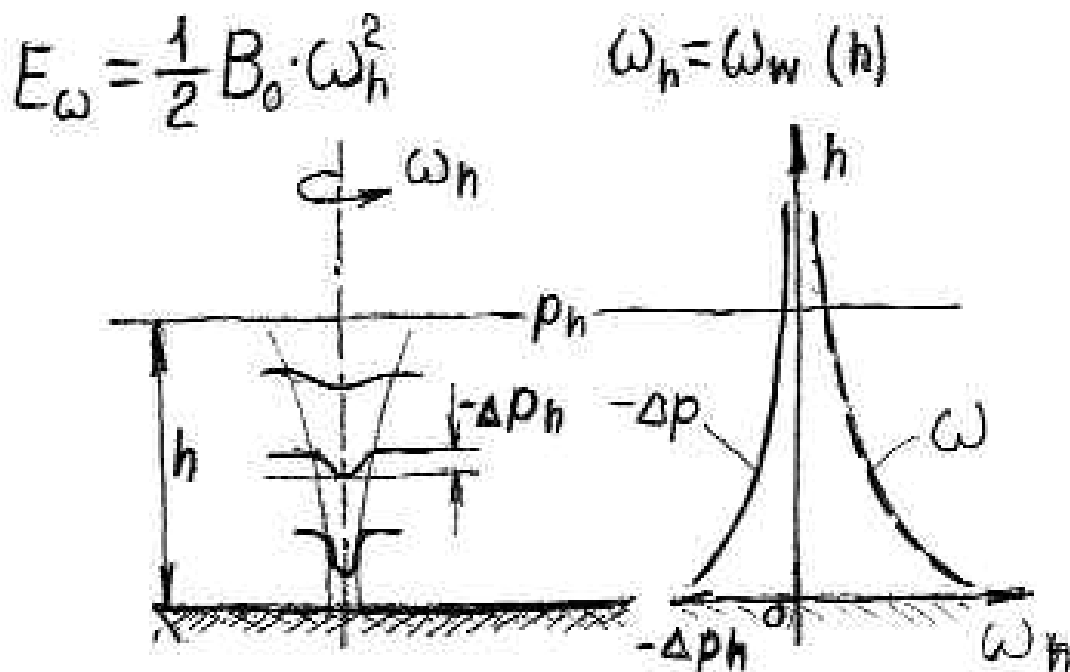
Słowa kluczowe: wir wlotowy, trąba powietrzna, wloty naddźwiękowe, próba zderzenia z ptakiem

Silniki odrzutowe współczesnych samolotów bojowych pobierają z atmosfery powietrze w ilości 70...150 kg/s, a samolotów transportowych: 100...1200 kg/s (Trent 1000). Dolne krawędzie wlotów silnikowych samolotów bojowych i podskrzydłowych wentylatorowych silników samolotów transportowych znajdują się ok. 1m nad powierzchnią ziemi, strumień powietrza we wlocie ma prędkości bliskie 200 m/s, co wskazuje na ogromną energię strumienia w obszarze przestrzennym wokół wlotów silników pracujących na zakresie startowym. Pojawiające się sporadycznie wiry wlotowe silników nasuwają nieodparcie wnioski porównywania ich z naturalnie powstającymi trąbami powietrznymi w atmosferze ziemskiej.

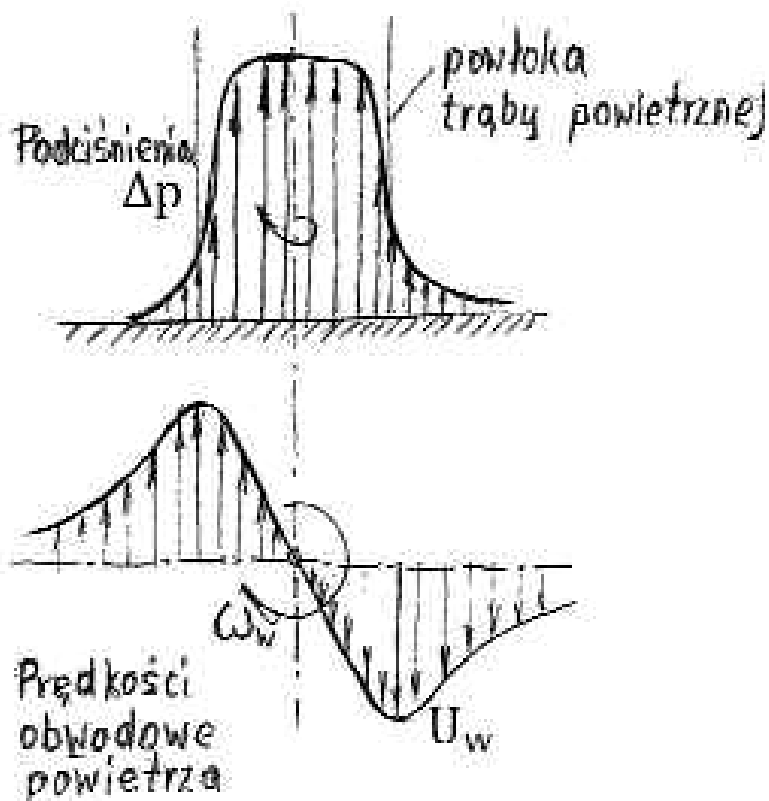
Na rys.1 pokazano charakterystyczne przepływy mas powietrza w obszarze przyrównikowym występowania pasatów i antypasatów. Różnice prędkości ruchu mas powietrza w górnych obszarach atmosfery z odchyleniem od linii południkowych wywołanych przyspieszeniem Coriolisa stanowią przyczynę powstania wiru i niżu w jego strefie. Wnikający wir w przyziemny obszar atmosfery zmniejsza swą średnicę i zwiększa prędkość wirowania (zgodnie z prawem zachowania energii), co powoduje, że przy ziemi prędkość obwodowa powłoki powstałego wiru sięga 300...400 km/h, a podciśnienie w jądrze wiru nawet 100 hPa. Charakterystyczne rozkłady tych parametrów przedstawiono na rys. 2 oraz rys. 3. Natomiast na rys. 4 pokazano ukształtowanie trąby powietrznej, widok przepływów powietrza w obszarze stopy wiru oraz tor jej niszczącego przemieszczenia przy ziemi.



Rys. 1. Charakterystyczne przepływy mas powietrza w strefie przyrównikowej sprzyjające powstaniu trąb powietrznych

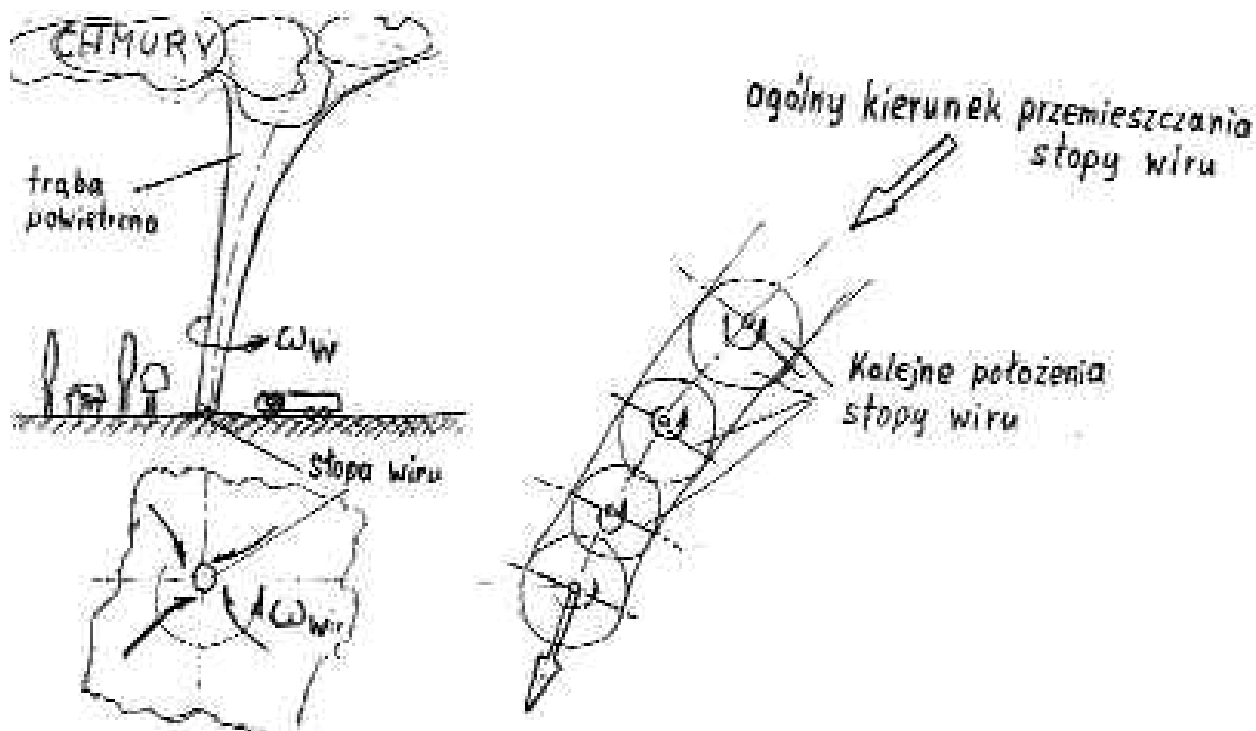


Rys. 2. Charakterystyczne rozkłady podciśnienia Δp_h i prędkości wirowania ω_h powietrza w trąbie powietrznej; h - wysokość nad ziemią, B_0 - masowy biegunowy moment bezwładności wirującej masy powietrza, E_{ω} - energia kinetyczna wirującej masy powietrza



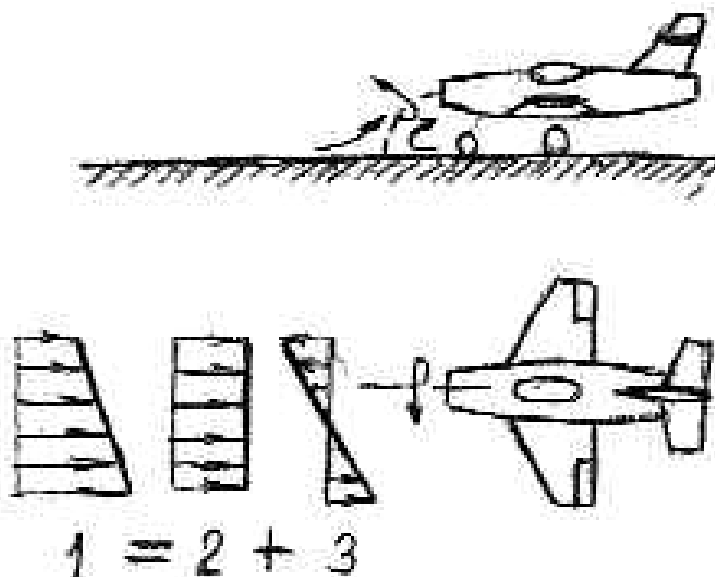
Rys. 3. Charakterystyczne rozkłady podciśnienia Δp i prędkości obwodowej U_w masy powietrza w obszarze wiru

Należy przypuszczać, że wiry wlotowe do podskrzydłowych silników wentylatorowych wywołane są ruchem obrotowym i działaniem ssącym wentylatorów pracujących silników - utrzymują kierunki obrotów powstałych wirów zawsze zgodnie z kierunkiem obrotów wentylatora. Przebieg powstania tego zjawiska (od „góry”) stanowi więc analogię powstawania naturalnej trąby powietrznej w atmosferze ziemskiej.



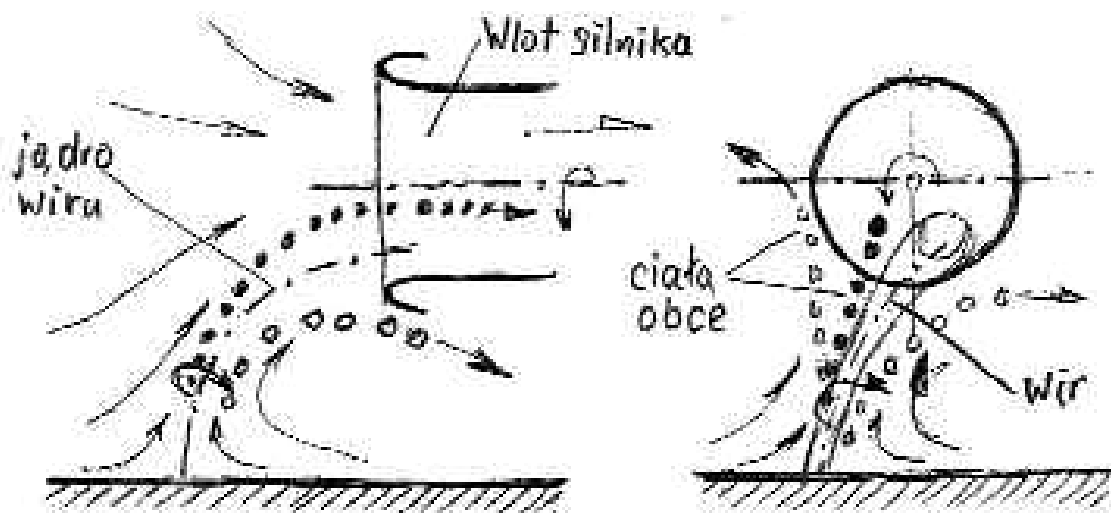
Rys. 4. Schematy ruchu powietrza wirującego w trąbie powietrznej i przemieszczania się stopy wiru po powierzchni ziemi

Wir powstający przed wlotami długich, esowo ukształtowanych kanałów dolotowych silników (co jest charakterystyczne dla samolotów bojowych i szkolno-bojowych) uzyskuje przypadkowy kierunek obrotów – zależny od składowej obrotowej napływającego powietrza od „dołu” co wyjaśnia rys. 5.



Rys. 5. Rozkład prędkości powietrza przy ziemi podczas podmuchu skośnego względem samolotu

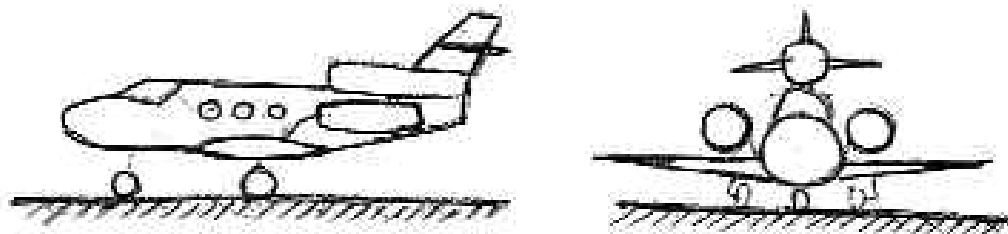
W zależności od intensywności wiru (jego prędkości i średnicy stopy przy ziemi) wir porywa z powierzchni ziemi: wodę, śnieg, grudki lodu, ziarna piachu, żwiru, okruchy betonu czy „zgubione” nakrętki, śruby, zawleczki ... których część – w zależności od początkowego ich położenia względem osi wiru – może trafić do wnętrza kanału dolotowego silnika.



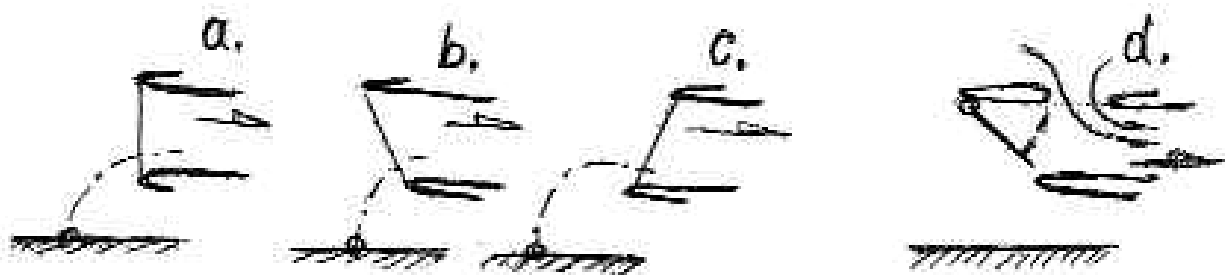
Rys. 6. Przepływ powietrza i ruchu „ciał obcych” podczas powstałego wiru wlotowego

Na rys.6 przedstawiono charakterystyczny kształt osi wiru i jego powłoki z zaznaczeniem torów poderwanych „ciał obcych” z powierzchni ziemi. Użytkownicy samolotów są głęboko zainteresowani w ograniczeniu możliwości zassania przez silniki tzw. „ciał obcych”. Najskuteczniejszym sposobem jest takie usytuowanie i ukształtowanie wlotów, aby stopa ewentualnego wiru znajdowała się na powierzchni skrzydła lub była bardzo odległa od wlotu – por. rys. 7, lub przynajmniej krawędzie dolne wlotów „wyprzedzały” krawędzie górne – rys. 8.c, albo zastosować mechanizację wlotu – jak na rys. 8.d.

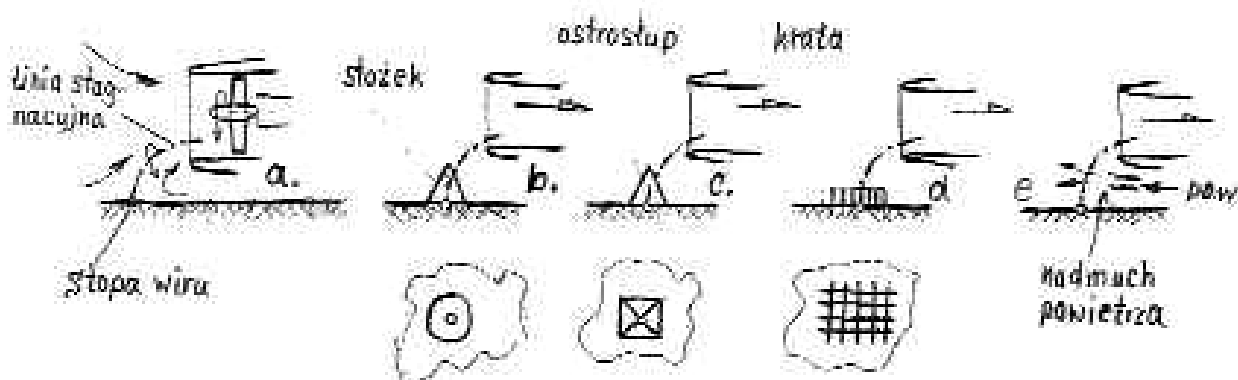
Wielu użytkowników, w miejscach stacjonarnego uruchamiania i pracy silników podstawią w przewidywanym miejscu usytuowania stopy wiru przeszkody stałe w postaci stożków, ostrosłupów, kratownic lub sztucznego ścierniska o wielkości i masie zależnej od natężenia przepływu powietrza przez dany silnik. Czynnione są próby „zdmuchiwanie” wirów. Wymienione sposoby przedstawiono na rys. 9. Brak wiarygodnej teorii umożliwiającej obliczeniową ocenę energii wiru i sił działających na „ciała obce” powoduje, że wymiary i masy przeszkód są dobierane intuicyjnie i korygowane doświadczalnie do każdego typu silnika i samolotu.



Rys. 7. Wloty silników samolotowych (nadkadłubowych) o utrudnionych możliwościach powstawania wiru ze stopą na powierzchni ziemi

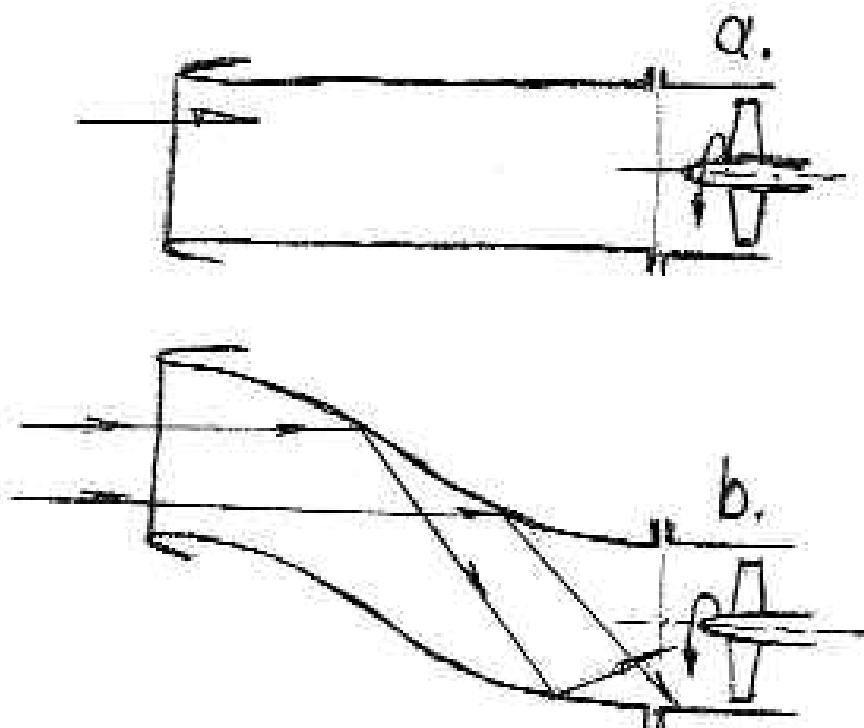


Rys. 8. Usytuowanie krawędzi wlotów, a ich skłonność do powstawania wirów wlotowych; a - symetryczny, b - ze skosem dolnym, c - ze skosem górnym, d - z klapą osłonową



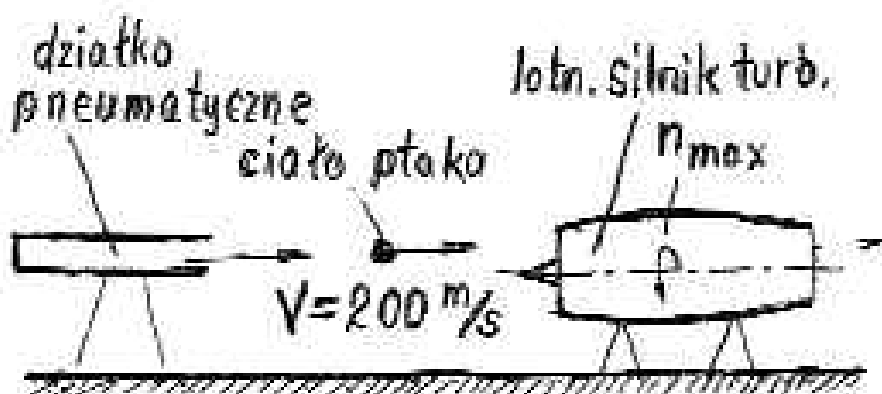
Rys. 9. Sposoby ograniczające możliwość wiru wlotowego; a - stan wyjściowy, b,c,d - przeszkody ustawiane na ziemi, e - „zdmuchiwanie” stagnacyjnej linii strumienia powietrza

Zagrożenia stanowią duże ptaki wpadające we wloty silników odrzutowych (najczęściej podczas startu samolotu lub lądowania). W tym przypadku są korzystnie uprzywilejowane wloty z „esowymi” kanałami dolotowymi samolotów bojowych. Kościec ptaka który wpadł do płatowcowego kanału dolotowego silnika zostanie pogruchotany – nie grożąc już awarią silnika. Tory lotu ciał ptaków zaznaczono schematycznie na rys.10. Taki kształt kanału dolotowego ogranicza także możliwości odbicia radarowego od zespołu wirujących łopatek sprężarki lub wentylatora.



Rys. 10. Płatowcowe kanały powietrza wlotowego silników; a - prosty, charakterystyczny dla silników podskrzydłowych i przykadłubowych, b - wewnątrzkadłubowy „antyradarowy” i „antyptasi”

W silnikach wentylatorowych pozostaje sposób wymiany uszkodzonej łopaty (i znajdującej się naprzeciwko niej) z pakietu 2-óch łopat przechowywanych na lotnisku. Przepisy międzynarodowe nakazują producentom silników przeprowadzić dowodowy eksperyment wstrzelenia bezpośrednio do wlotu pracującego silnika ciała ptaka (obecnie o masie do 1,5 kg). Odbywa się to za pomocą pneumatycznego działka, z prędkością 200 m/s (por. rys. 11). Po takiej próbie silnik może zostać zniszczony, ale „bez prawa” przebicia ścian kadłuba przez odrywające się części wirników.

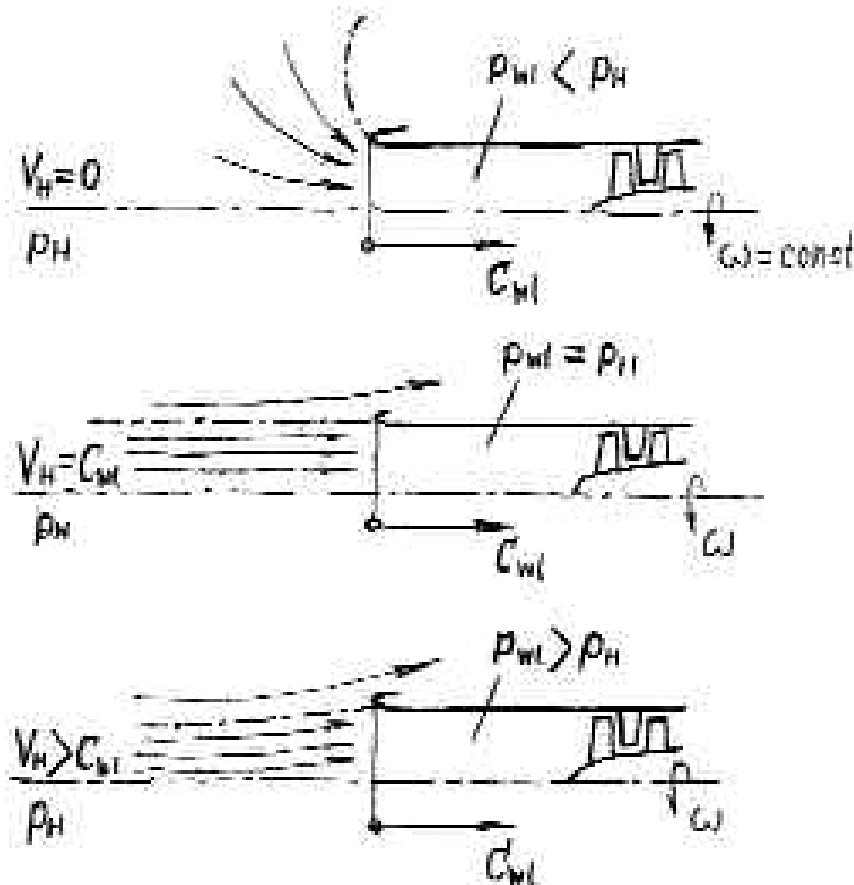


Rys. 11 Schemat stanowiska do próby zderzenia z ptakiem

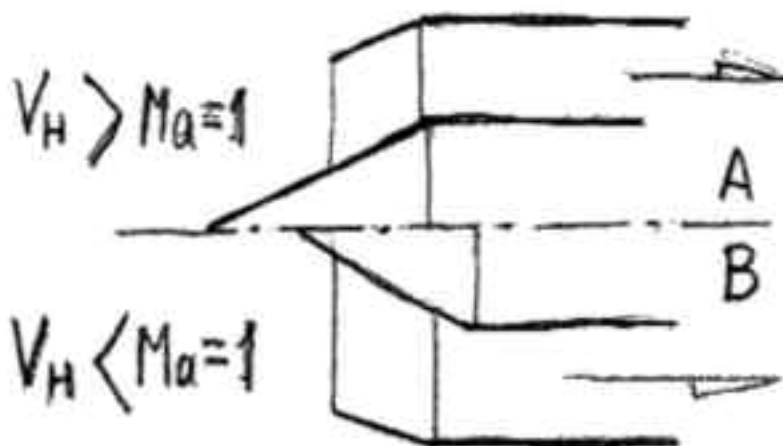
Efektywność wlotów, w aspekcie wykorzystywania ciśnienia spiętrzenia podczas lotu (co wpływa na gęstość i masowe natężenie przepływu powietrza przez silniki) wyjaśnia rys. 12.

Efekt spiętrzenia uzyskuje się gdy prędkość lotu przekracza wartość prędkości przepływu w kanale wlotowym do silnika. Problem efektywności wlotu komplikuje się gdy prędkość lotu samolotu zbliża się do prędkości dźwięku i ją przekracza. W starszych bojowych samolotach naddźwiękowych stosowano powszechnie mechanizację wlotów – dostosowując ich kształt oraz pola przekrojów do aktualnych (naddźwiękowych) prędkości lotu, co przedstawiono na rys. 13.

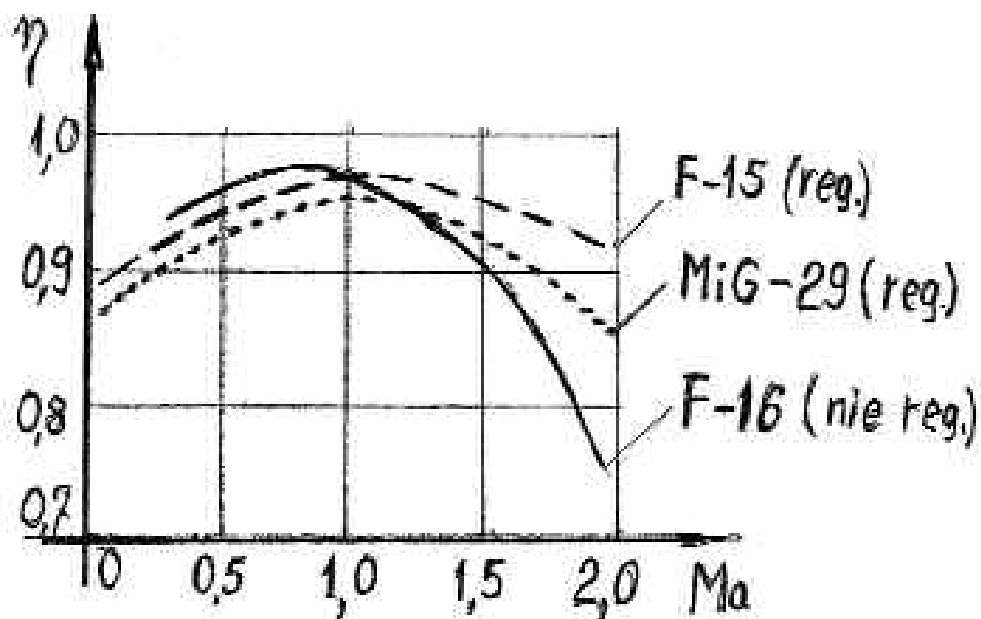
Jednak wkrótce przekonano się, że przewidywane pola walki rzadko wymagają osiągnięcia prędkości naddźwiękowych – i to nie większych niż $Ma=1,5$. W naszych F-16 już nie zastosowano nastawnych wlotów naddźwiękowych, a przytoczone na rys.14 zależności dowodzą, że wlot silnikowy tego samolotu, przy prędkości $Ma=1,5$ ma efektywność gorszą (o ok. 3%) od nastawnego wlotu samolotu Mig-29 i ok. 5% od wlotu samolotu F-15. W każdym przypadku nastawność wlotu zwiększa masę samolotu o kilkadziesiąt kilogramów – wpływając negatywnie na jego osiągi.



Rys. 12. Wpływ prędkości lotu na stopień wykorzystania ciśnienia spiętrzenia na osiagi silnika odrzutowego



Rys. 13 Nastawny wlot silnika samolotu naddźwiękowego; A – podczas lotu naddźwiękowego, B – podczas lotu poddźwiękowego



Rys. 14. Zależność stopnia wykorzystania ciśnienia całkowitego we wlotach samolotów naddźwiękowych

Sam fakt obecności wlotów powietrza i ich usytuowania na płatowcu i ukształtowania kanałów dolotowych do silników wnosi co najmniej trzy poważne zagrożenia: Podczas pracy silnika na ziemi (na postoju i pierwszej fazie toczenia startującego samolotu) powstanie wiru wlotowego i zassanie z powierzchni lotniska tzw. „ciał obcych” zagrażających uszkodzeniem łopatek zespołów wirnikowych silnika. Podczas lotu zagrożenie uszkodzeniem kawałkami lodu odpadającego z krawędzi wlotu płatowcowego (po zbyt późnym włączeniu systemu odladzającego), a nade wszystko – wpadnięcie stada ptaków. Ostatni przypadek jest szczególnie niebezpieczny - grozi bowiem natychmiastowym wyłączeniem silnika i katastrofą samolotu.

LITERATURA

- [1] Balicki W., Głowacki P., Szczeciński S., *Uszkodzenia turbinowych silników odrzutowych*, Przegląd Sił Powietrznych, nr 2 (008), Warszawa, 2008
- [2] Cheda W., Malski M., *Techniczny poradnik lotniczy. Silniki*, WKiŁ, Warszawa, 1984
- [3] Cichosz E., Kordziński W., Łyżwiński M., Szczeciński S., *Napędy lotnicze. Charakterystyka i zastosowanie napędów*, WKiŁ, Warszawa, 1980
- [4] Dzierżanowski P., Kordziński W., Łyżwiński M., Otyś J., Szczeciński S., Wiatrek R., *Napędy lotnicze. Turbinowe silniki odrzutowe*, WKiŁ, Warszawa, 1983
- [5] Dzierżanowski P., Kordziński W., Otyś J., Szczeciński S., Wiatrek R., *Napędy lotnicze. Turbinowe silniki śmigłowe i śmigłowcowe*, WKiŁ, Warszawa, 1985
- [6] Gajewski T., *Analiza zgodności współpracy turbinowego silnika odrzutowego z jego wlotem*, Technika Lotnicza i Astronautyczna, 9/75, WKiŁ, Warszawa, 1975
- [7] Gajewski T., *Turbinowe Napędy Lotnicze. Podstawy teorii i eksploatacji dla pilota. Podręcznik*, DWL, Poznań, 1984
- [8] Głowacki P., *GENx. Nowe technologie i ich wpływ na obsługę techniczną*, seminarium Lotnicze silniki odrzutowe.
- [9] Kazimierski Z., *Ruch wirowy płynów w przyrodzie oraz w maszynach i urządzeniach*. Wyd. Politechnika Łódzka, Łódź, 2007.

PROBLEMATYKA FILTRACJI POWIETRZA WLOTOWEGO DO TURBINOWYCH SILNIKÓW ŚMIGŁOWCOWYCH

W. Balicki, S. Szczeciński

Instytut Lotnictwa

R. Chachurski, A. Kozakiewicz

Wojskowa Akademia Techniczna

P. Głowacki

Central European Engine Services

J. Szczeciński

General Electric Poland

Streszczenie

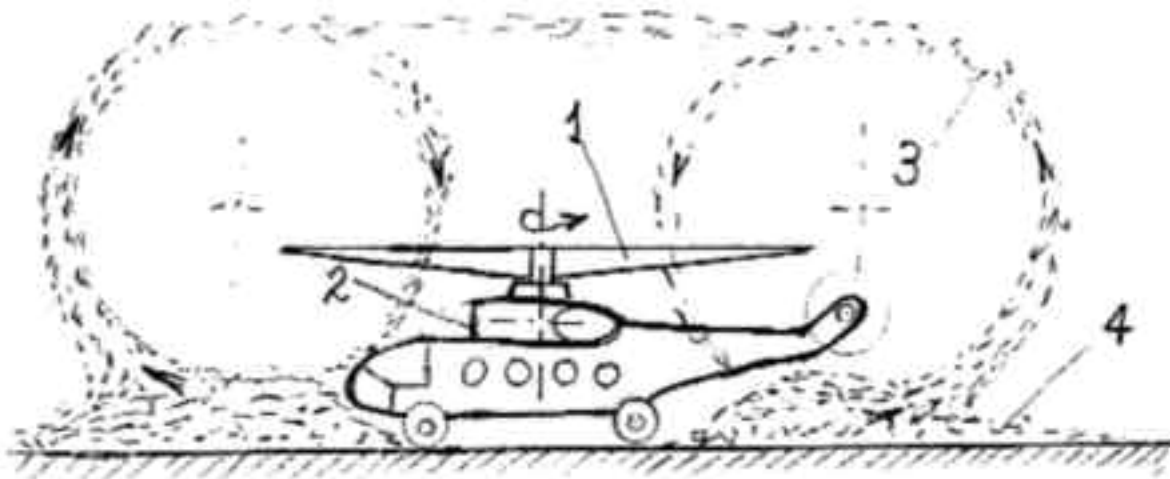
W artykule starano się przybliżyć Specjalistom i Użytkownikom silników turbinowych problematykę konieczności oczyszczania powietrza wlotowego z ziaren pyłów podłoża podczas startów i lądowań śmigłowców. Przedstawiono cechy pyłów w charakterystycznych podłożach glebowych, ideę działania opylaczy bezwładnościowych oraz stosowane w lotnictwie typy odpylaczy. Opisano charakterystyki skuteczności odpylania zbudowane na podstawie metodyk obliczeniowych opracowanych w ITL WAT i zweryfikowanych na stanowiskach zbudowanych tamże.

Słowa kluczowe: odpylanie powietrza, cyklon, multicyklon, erozja

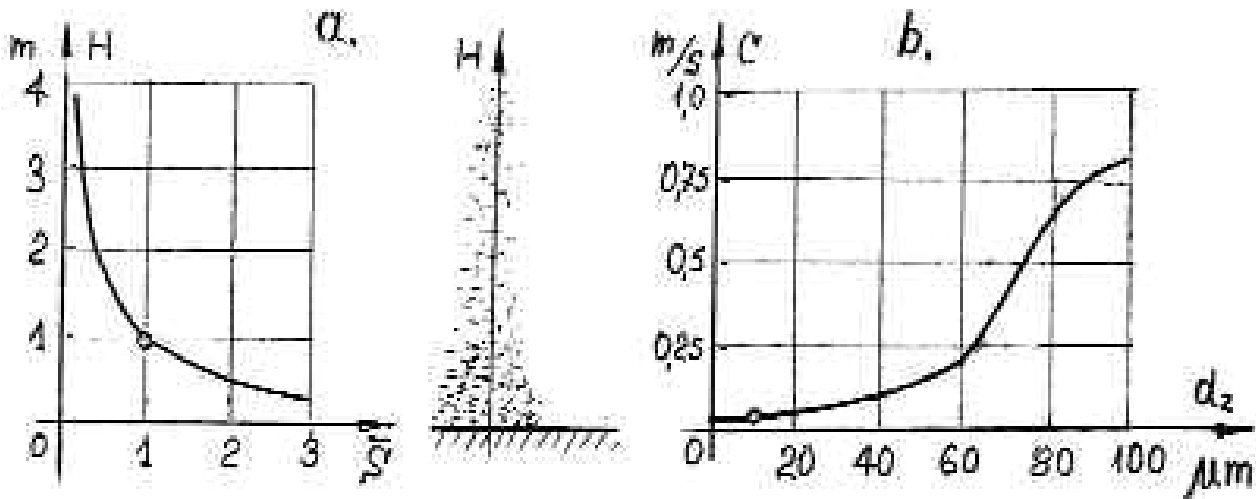
Znane od dawna sposoby oczyszczania powietrza wlotowego do silników tłokowych za pomocą różnych filtrów okazały się mało przydatne do zastosowań w silnikach turbinowych. Zapotrzebowanie powietrza na jednostkę mocy silników turbinowych jest blisko 4-o krotnie większe niż silników tłokowych, a ponadto są one szczególnie czułe na opory przepływu powietrza przez układ wlotowy silników. Stąd zainteresowanie bezwładnościowymi odpylaczami powietrza – które ponadto cechuje samooczyszczalność. Wykorzystywanie śmigłowców narzuca konieczność częstego korzystania z przygodnych lądowisk (rys. 1). Z rozkładu unoszonych pyłów wynika sensowność umieszczenia wlotów silnikowych jak najbliżej osi obrotów wirników nośnych śmigłowców.

Wiedza o cechach pyłu najczęściej występującego w rejonie wykorzystywania śmigłowca pozwala na optymalizację wyboru rodzaju odpylacza, jego kształtu i prędkości przepływu powietrza przez odpylacz. Na rys. 2 i rys. 3 przytoczono cechy unoszących się i opadających swobodnie ziaren pyłu o różnych „średnicach” oraz składu mineralogicznego pyłów występujących na powierzchni 2-óch charakterystycznych glebowo regionów.

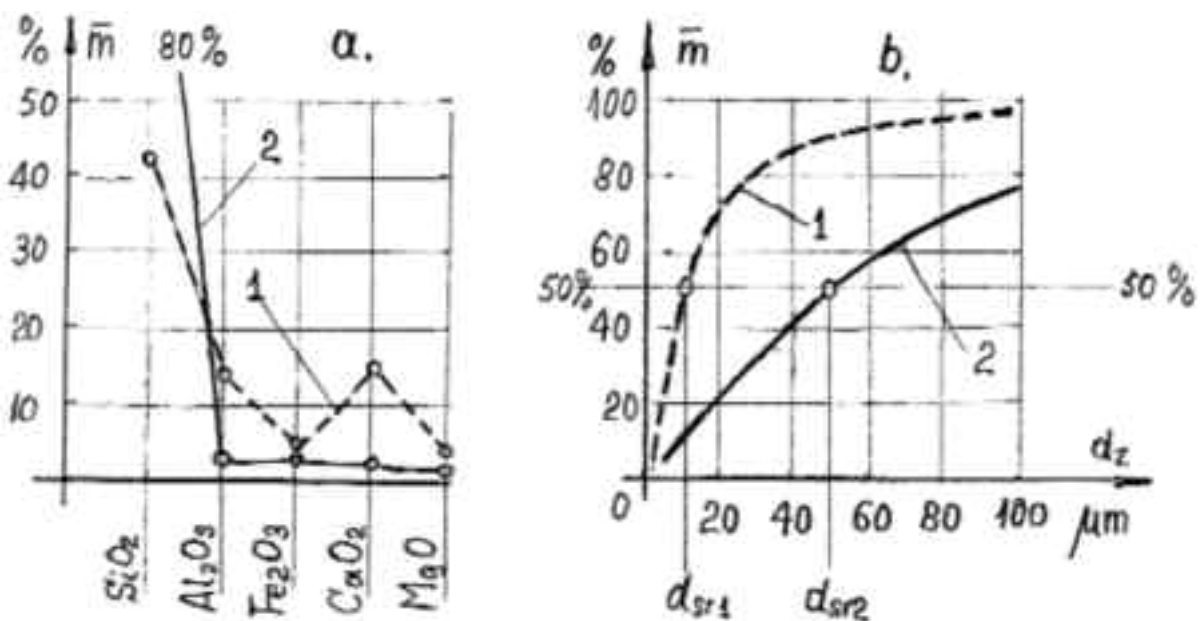
Należy zwrócić uwagę, że występujące w pyłach minerały Al_2O_3 (korund) oraz SiO_2 (krzemionka) są prawie tak twarde jak diament, a to stanowi zagrożenie erozyjne dla wszystkich części znajdujących się w kanałach przepływowych silników turbinowych. W celach porównawczych zagrożeń erozyjnego zużycia silnika przyjmuje się średnią średnicę ziaren pyłu d_{sr} występującego w danym regionie glebowym – zaznaczonych na rys. 3.b.



Rys. 1. Wzniesienie pyłu z podłoża podczas lądowania śmigłowca. 1 - wirnik nośny śmigłowca, 2 - wlot silnika, 3 - pył drobnoziarnisty, 4 - pył gruboziarnisty

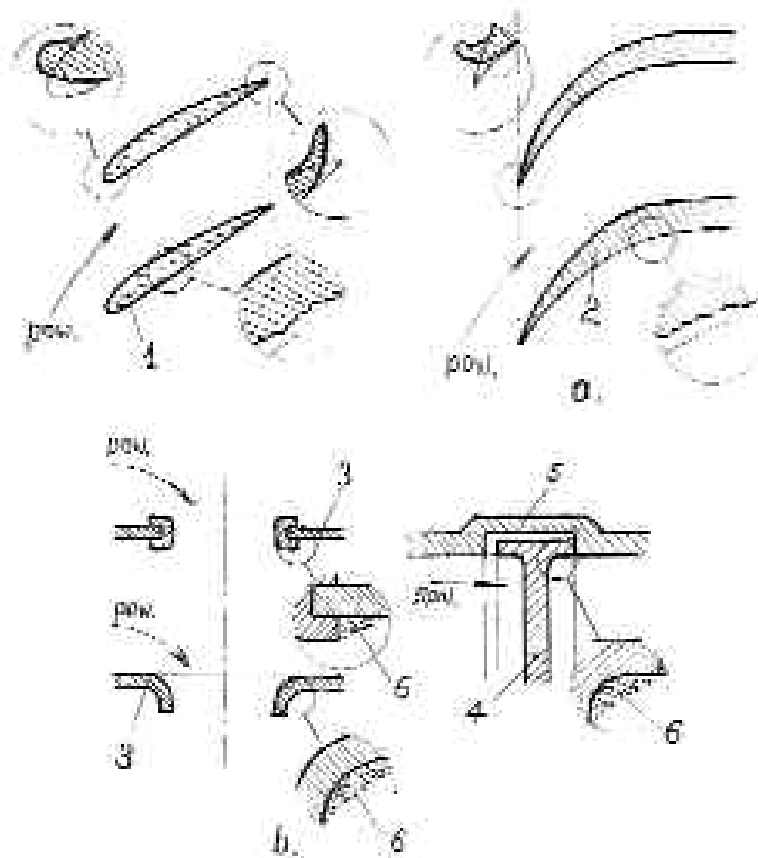


Rys. 2. Zależność stężenia zapylenia S od wysokości nad podłożem (a) oraz prędkości opadania C od średnicy d_z ziaren krzemionki (b) w tzw. „spokojnym powietrzu”



Rys. 3. Skład mineralogiczny pyłów (a) na wybranych podłożach oraz ich skład ziarnowy (b) 1 - podłoże lessowe, 2 - podłoże piaszczyste

Ziarna pyłów, o średnicach już powyżej 10...50 μm , stanowią przyczynę poważnych uszkodzeń erozyjnych piór łopatek wirnikowych sprężarek osiowych. Największe prędkości zderzeń sięgają 500...600 m/s (dla łopatek kierownic 200...300 m/s). Skutkuje to stopniowo narastającym zniekształcaniem profili i obniżeniem sprawności tych sprężarek. W sprężarkach promieniowych, o masywniejszej konstrukcji niż sprężarki osiowe, w których najbardziej narażone na zderzenia z ziarnami pyłów są łopatki zabieraków ale przy mniejszych prędkościach zderzeń.

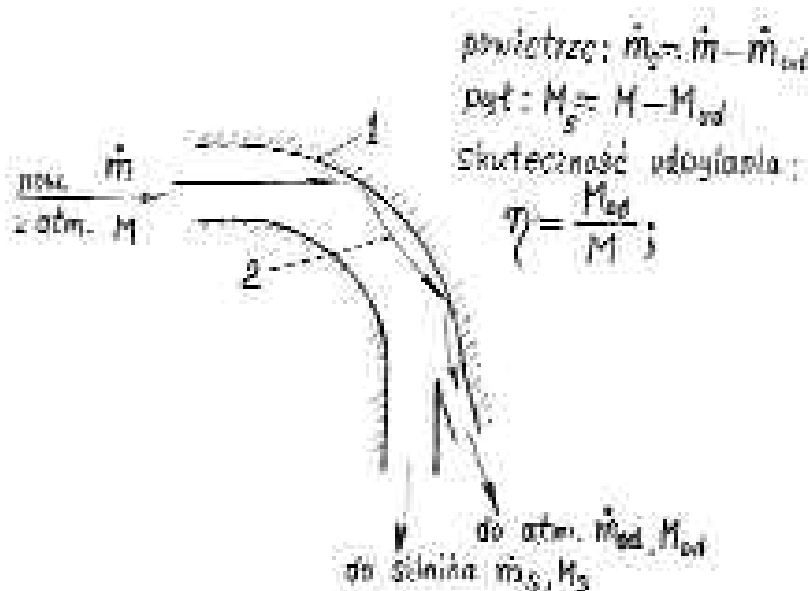


Rys. 4. Charakterystyczne uszkodzenia łopatek sprężarek (a) oraz miejsc tworzenia osadów pyłowych w komorach spalania i turbinach (b); 1 – łopatka sprężarki osiowej, 2 – zabierak sprężarki promieniowej, 3 – rura ogniowa komory spalania 4 – kierownica turbiny, 5 – kadłub turbiny, 6 – osad pyłowy

Na rys. 4 pokazano miejsca łopatek najbardziej narażone na zderzenia z dużymi ziarnami pyłów oraz ich skutki w postaci erozyjnych ubytków, a w skrajnych przypadkach – trwałego odgięcia krawędzi natarcia i spływu ich profilów. Zwykle wytwórca zezwala użytkownikowi na wygładzenie wyrw i wygięć (o wyraźnie określonych wymiarach) w ramach okresowych przeglądów silników.

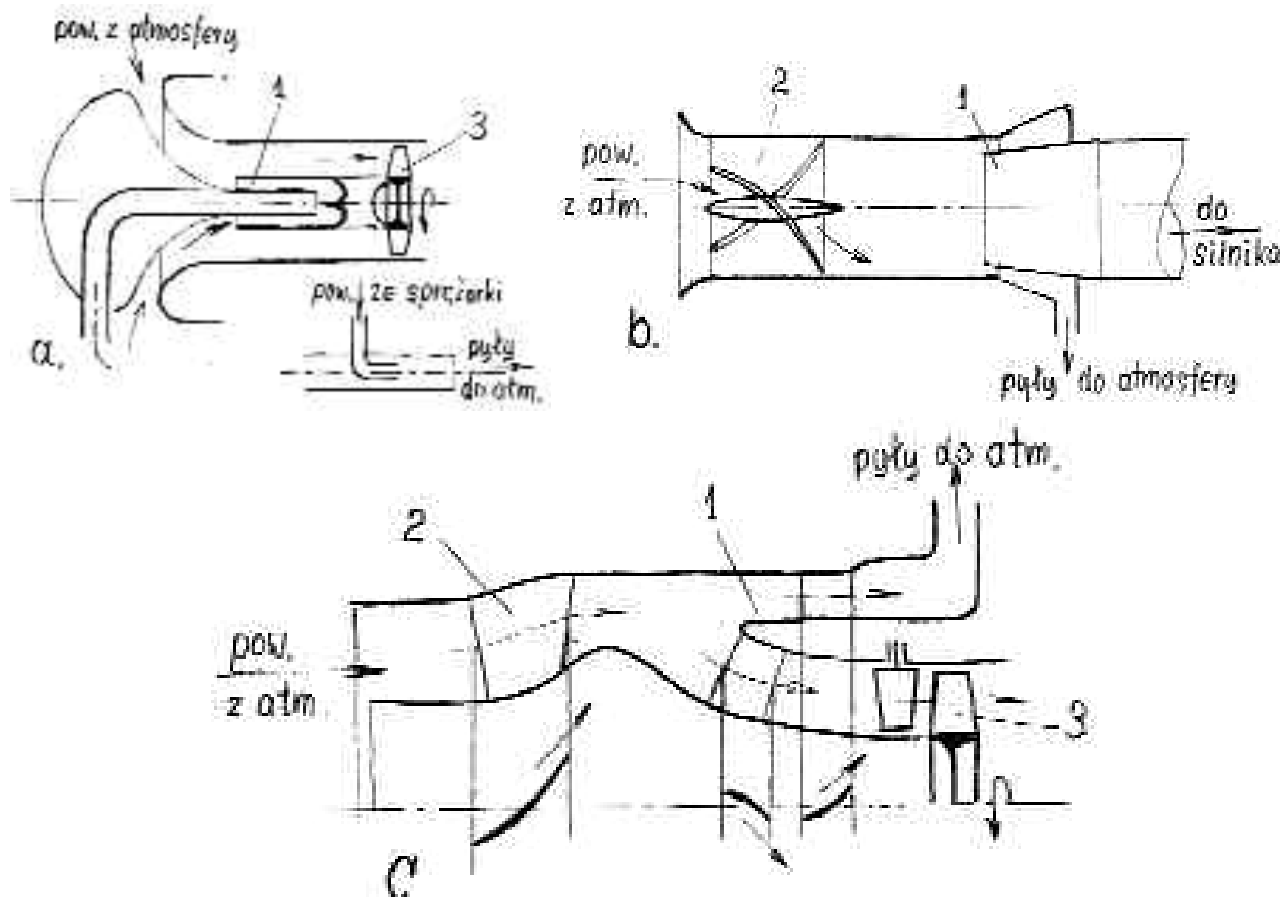
Na tym samym rysunku przedstawiono charakterystyczne miejsca tworzenia osadów pyłowych na rurach ogniowych komór spalania oraz miejsc mocowania kierownic turbin w ich kadłubach. Pyły osadzają się także w miejscach mocowania kierownic sprężarek. Zanieczyszczenia te można dość radykalnie usuwać stosując okresowe mycie kanału przepływowego („na płatowcu” bez konieczności demontażu silnika).

Konieczność opracowania skutecznego sposobu oczyszczania powietrza wlotowego do turbinowych silników stanowiących napęd śmigłowców bojowych powstał już w czasie wojny wietnamskiej, a z całą ostrością – podczas wojny izraelsko-egipskiej. Po początkowych próbach zastosowania włóknin filtracyjnych rozpinanych na „drucianych” stelażach przed wlotami silników „zapożyczono” cyklonowe odpylacze bezwładnościowe stosowane od dawna np. w silnikach czołgowych. Po tym opracowano, specjalnie dla silników śmigłowcowych, bardzo zwarte konstrukcyjnie, odpylacze promieniowe.



**Rys. 5. Zasady działania odpylaczy bezwładnościowych;
 1 - ściana kanału przepływowego, 2 - tor ziarna pyłu**

Na rys. 5 opisano zasadę działania odpylaczy bezwładnościowych oraz równania pozwalające na ocenę efektywności ich działania. Istota działania odpylaczy bezwładnościowych polega na tym, że zasysanemu powietrzu nadaje się ruch wirowy i wtedy ziarna pyłu o gęstości blisko 2000 razy większej od unoszącego je strumienia powietrza, dążąc do zachowania prostoliniowego toru ruchu, są z niego wytrącane.



**Rys. 6. Podstawowe typy odpylaczy bezwładnościowych;
 a - promieniowy, b - osiowy, c - osiowo - promieniowy,
 1 - separator pyłu, 2 - zawirowywacz, 3 - stopień wlotowy sprężarki**

W ciągu wielu lat użytkowania śmigłowców odpylacze przybrały trzy zasadnicze formy przedstawione na rys.6. Muszą się one charakteryzować małymi wymiarami gabarytowymi, niskimi oporami przepływu powietrza (w lotniczych silnikach turbinowych dopuszcza się spadek ciśnienia we wlocie max. 100...2000 Tr) oraz samooczyszczalnością.

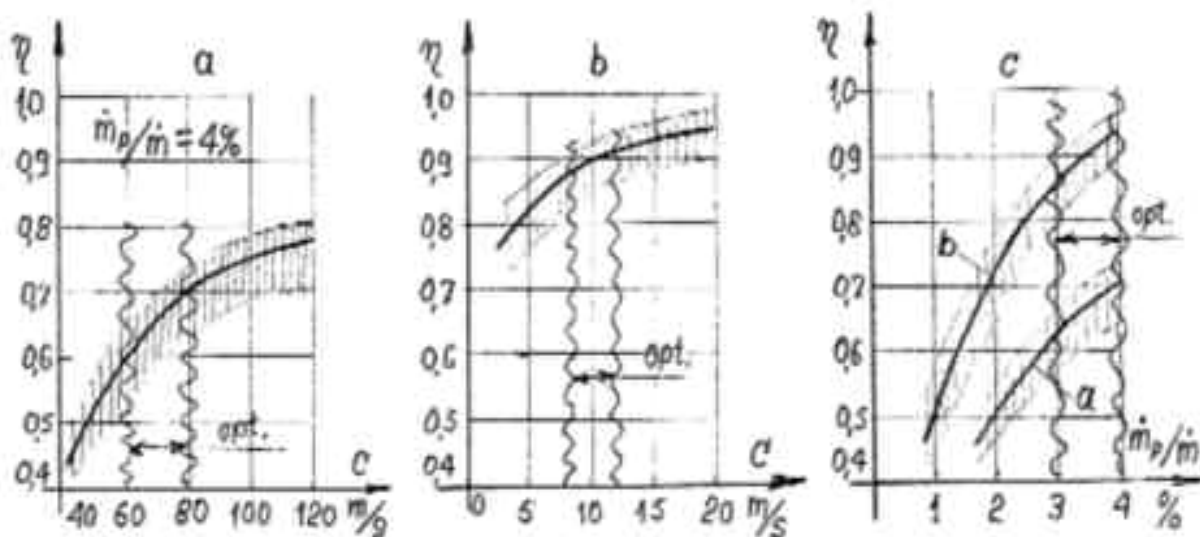
W wielu śmigłowcach, głównie o zastosowaniach cywilnych, wykorzystuje się odpylacze osiowe (rys. 6.b.) w zestawach multicyklonowych - często stanowiących ścianę kadłuba śmigłowca. Większa skuteczność odpylania jest jednak okupiona bardziej skomplikowaną konstrukcją oraz brakiem możliwości ochrony przed oblodzeniem. Śmigłowcowe odpylacze multicyklonowe na ogół wykorzystywane są tylko podczas startu i lądowania, a podczas lotu są omijane dzięki otwarciu odpowiednich przepustnic umożliwiających swobodny dopływ powietrza do silnika z otoczenia. Firma General Electric opracowała bardzo skuteczny odpylacz zintegrowany z silnikiem śmigłowcowym T-700, będący skojarzeniem wielkogabarytowego pojedynczego odpylacza osiowego (cyklonu) z odpylaczem promieniowym (rys. 6.c.).

W konstrukcji napędów śmigłowców bojowych dominuje osiowo - symetryczny odpylacz promieniowy, zwany niekiedy „gruszkowym”. Wprawdzie nie cechuje go wysoka skuteczność odpylania (rys. 7.a.), ale efektywnie eliminuje ze strumienia powietrza wlotowego większe ziarna powodujące szybką erozję łopatek wirnikowych sprężarek. Ponadto ten rodzaj odpylacza zasłania całkowicie wlot silnikowy stanowiąc swoisty „ekran antyradarowy” dla wirnika sprężarki silnika.

W odpylaczach bezwładnościowych odseparowany pył usuwa się do atmosfery za pomocą ejektorów, w których wykorzystuje się powietrze ze sprężarki silnika, lub odsysa za pomocą wentylatorów o napędzie elektrycznym.

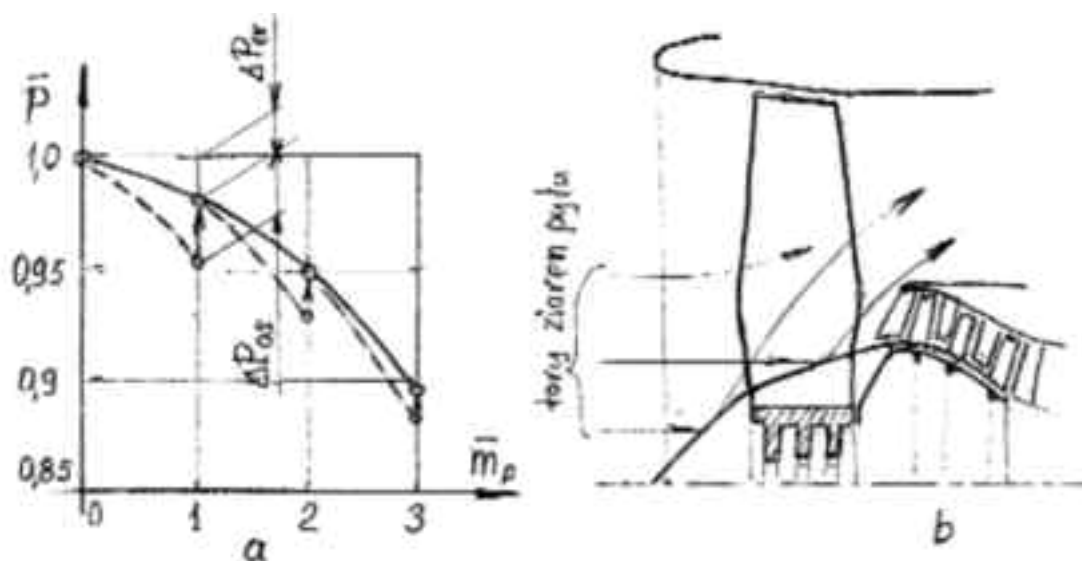
Skuteczność tego rodzaju odpylaczy jest uzależniona od prędkości przepływu powietrza oraz od udziału strumienia odprowadzającego odseparowane pyły do atmosfery. Porównawcze zestawienie powiązań tych parametrów przedstawiono w postaci wykresów na rys. 7. Zachowując pewien kompromis pomiędzy wartością dopuszczalnych strat przepływu w odpylaczach i zadawalającą skutecznością odpylania ustalono w praktyce pewne wartości prędkości przepływu C oraz ilości odsysanego strumienia (rys. 7).

Dla użytkownika śmigłowców interesującą informacją stanowi nie tylko efektywność zastosowanego odpylacza na trwałość silnika, ale i możliwość zachowywania osiągniętych osiągów silnika na odpowiednim poziomie przez możliwie długi okres użytkowania. W tym celu prowadzono szerokie badania osiągniętych osiągów silników bez odpylaczy i z odpylaczami. Na rys. 8 przytoczono wyniki badań turbinowego silnika małej mocy pracującego na zapyłonym powietrzu.



Rys. 7. Zależność skuteczności odpylania od prędkości przepływu V w odpylaczach promieniowym (a), osiowym (b) oraz od intensywności odsysania (c) strumienia zapyłonego

Po pewnym okresie pracy osuwano osady z silnika i eksploatowano go dalej. Usunięcie osadów poprawiało częściowo osiągi, choć nie usuwało skutków zużycia erozyjnego. Wynikiem tych badań było wprowadzenie metody mycia kanałów przepływowych silników turbinowych (także odrzutowych) w warunkach tzw. „zimnego” rozruchu - upowszechniającego się w lotnictwie transportowym.



Rys. 8. Efektywność mycia kanałów silnika (a) oraz nowy sposób ochrony kanałów wewnętrznych dwuprzepływowych silników odrzutowych przed zapyleniem strumienia (b)
 P - moc silnika nowego, ΔP_{OS} - spadek mocy od zmywalnych osadów, ΔP_{er} - spadek mocy od erozyjnego zużycia

Dotąd jeszcze nie skonstruowano odpylaczy powietrza wlotowego do dużych silników odrzutowych, ale w firmie General Electric opracowano kształt stożka wirnika wentylatora silnika dwuprzepływowego dużego ciągu w którym duże ziarna pyłu odbijają się od jego powierzchni w kierunku wlotu kanału zewnętrznego uniemożliwiając wpadnięcia ziaren do znacznie „delikatniejszej” konstrukcji kanału wewnętrznego silnika. Ideę tego sposobu przedstawiono na rys.8.b. Istnieje szansa zastosowań analogicznych konstrukcji odpylaczy w turbinowych silnikach śmigłowych oraz w turbinowych napędach morskich.

LITERATURA

- [1] **Baczewski K. [i inni]:** *Filtracja oleju, paliwa i powietrza w tłokowych silnikach spalinowych.* WKiŁ, Warszawa, 1977.
- [2] **Dzierżanowski P. [i inni]:** *Turbinowe napędy samochodów.* WKiŁ, Warszawa, 1974.
- [3] **Dzierżanowski P. [i inni]:** *Napędy lotnicze. Turbinowe silniki śmigłowe i śmigłowcowe.* WKiŁ, Warszawa, 1985.
- [4] **Juda J.:** *Pomiary zapylenia i technika odpylania.* WNT, Warszawa, 1968.
- [5] **Balicki W. [i inni]:** *Historia i perspektywy rozwoju napędów lotniczych.* Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa, 2005.
- [6] **Dzierżanowski P., Wiatrek R.:** *Doktorat,* WAT, Warszawa, 1976.
- [7] **Łomot P., Struś R.:** *Doktorat,* WAT, Warszawa, 1984.
- [8] **Woźniak R.:** *Doktorat,* WAT, Warszawa, 1992.
- [9] **Szuster P.:** *Doktorat,* WAT, Warszawa, 1993.
- [10] **Dziubak T.:** *Habilitacja,* WAT, Warszawa, 2006.

ZAGROŻENIA OBLODZENIEM SILNIKÓW TURBINOWYCH

Ryszard Chachurski
Wojskowa Akademia Techniczna

Streszczenie

W artykule, na podstawie wyników analiz i prac badawczych prowadzonych w ITL WAT, przedstawiono Czytelnikowi problematykę oblodzenia lotniczych silników turbinowych. Scharakteryzowano warunki sprzyjające oblodzeniu ze szczególnym podkreśleniem różnic między procesem obladzania płatownca a wlotu silnika. Przypomniano o konieczności ręcznego uruchamiania instalacji przeciwooblodzeniowych silników, wynikającej z rozmieszczenia czujników instalacji przeciwooblodzeniowych poza kanałami przepływowymi ich wlotów. Opisano tworzenie się osadów lodowych na elementach silnika wskutek wsysania przechłodzonych kropeł wody do wlotów, a także możliwości samoczynnego wyłączenia się silnika po zassaniu wody, śniegu lub lodu do sprężarki lub komory spalania silnika. Pokazano sposoby zapobiegania oblodzeniu stosowane w odrzutowych oraz śmigłowych i śmigłowcowych silnikach turbinowych. Podano wskazówki pozwalające na wczesne zauważenie przez pilotów objawów oblodzenia silników i sformułowano zalecenia dla nich.

Słowa kluczowe: oblodzenie, wlot, sprężarka, instalacja przeciwooblodzeniowa

Podatność lotniczych silników turbinowych na oblodzenie jest różna w zależności od rodzaju statku powietrznego, konstrukcji silnika, umiejscowienia wlotów na płatowncu itp. Wszystkie lotnicze silniki turbinowe wyposażone są w instalacje przeciwooblodzeniowe, jednak zawsze należy się liczyć z możliwością wystąpienia ich oblodzenia w określonych warunkach atmosferycznych. Znajomość zjawisk związanych z oblodzeniem lotniczych zespołów napędowych jest tym bardziej ważna, że wśród przyczyn poważnych zdarzeń lotniczych związanych z tym rodzajem oblodzenia istotną rolę odgrywa czynnik ludzki. Wynika to przede wszystkim z faktu, że w odróżnieniu od oblodzenia płatownca, oblodzenie elementów zespołów napędowych statków powietrznych może zachodzić w dodatnich temperaturach otoczenia bez żadnych objawów oblodzenia płatownca możliwych do zaobserwowania przez załogę.

W Polsce badania zjawisk oblodzeniowych lotniczych silników turbinowych prowadzone są od roku 2004 w Instytucie Techniki Lotniczej Wojskowej Akademii Technicznej w Warszawie.

WARUNKI SPRZYJAJĄCE OBLODZENIU SILNIKÓW TURBINOWYCH

Czynnikiem najbardziej sprzyjającym oblodzeniu jest obecność w atmosferze przechłodzonych kropeł wody. W praktyce użytkowania lotniczych silników turbinowych okazuje się, że do ich obladzania dochodzi także w warunkach, w których nie zachodzi obladzanie płatownca i zazwyczaj przyjmuje się, że do oblodzenia silników turbinowych może dojść, jeśli temperatura otoczenia na ziemi lub podczas startu albo temperatura spiętrzenia w locie jest równa $+10^{\circ}\text{C}$ lub niższa i widoczna jest wilgoć w każdej postaci (np. jako chmury, mgła z widocznością 1 mili lub

mniejszą, deszcz, śnieg, deszcz ze śniegiem, kryształki lodu). Do oblodzenia może również dochodzić podczas pracy silników na ziemi lub podczas startu, gdy temperatura otoczenia wynosi +10 °C lub jest niższa i gdy miejsca postoju, drogi kołowania i drogi startowe są pokryte śniegiem, lodem, stojącą wodą lub błotem pośniegowym - mogą one zostać zassane z powierzchni lotniska do kanałów przepływowych silników i mogą zamarzać na elementach wlotów, wlotowych częściach wentylatorów lub sprężarek oraz na osłonach lub czujnikach silników.

Podczas lotów na dużych wysokościach przyczyną oblodzenia silników jest najprawdopodobniej obecność kryształków lodu, które najczęściej pojawiają się na tych wysokościach w wyniku silnych pionowych ruchów powietrza w strefach burz.

Możliwość oblodzenia elementów silników turbinowych w dodatnich temperaturach wynika z faktu, że jeżeli silniki statku powietrznego pracują na ziemi lub prędkość jego lotu jest mniejsza od prędkości strumienia powietrza we wlocie, wówczas temperatura wewnątrz wlotu jest zawsze niższa od temperatury powietrza atmosferycznego. Jeżeli pole powierzchni przekroju poprzecznego wlotu zmniejsza się, wówczas zachodzi wzrost prędkości strumienia powietrza, co prowadzi do obniżenia temperatury powietrza, a w konsekwencji powoduje kondensację par wody i jej zamarzanie na elementach wlotu.

Wykorzystując równanie zachowania energii, równanie ciągłości przepływu oraz równanie stanu gazu doskonałego na podstawie znajomości parametrów lotu, geometrii wlotu oraz masowego natężenia przepływu powietrza można wyznaczyć temperaturę (statyczną) T_A [K] w dowolnym przekroju wlotu z zależności:

$$T_A = T_H + \frac{V^2 - c_A^2}{2c_p},$$

gdzie T_H – temperatura powietrza atmosferycznego [K], V – prędkość lotu statku powietrznego [m/s], c_A – prędkość przepływu strumienia powietrza w odpowiednim przekroju wlotu [m/s], c_p – ciepło właściwe powietrza [J/kgK] (dla $T_H=0^\circ\text{C}$ ma wartość 1004 J/kgK).

W zależności od konstrukcji wlotu temperatura w jego kanale przepływowym może być niższa nawet o 20°C od temperatury otoczenia.

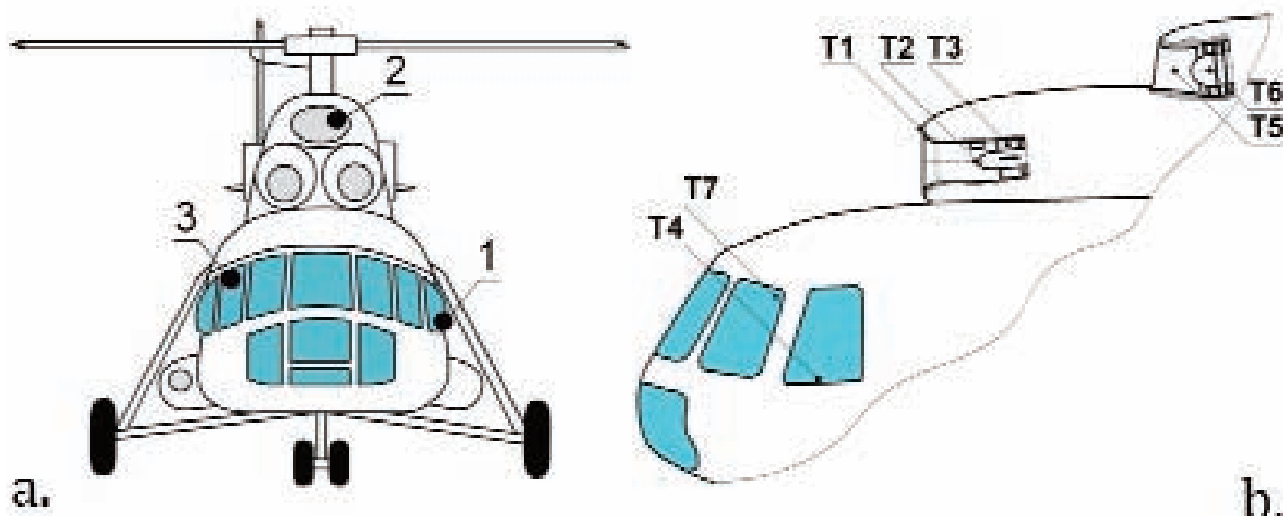
Z prawdopodobieństwem wystąpienia oblodzenia silnika turbinowego należy się liczyć szczególnie podczas pracy silnika na ziemi lub przy niewielkich prędkościach lotu (do $Ma \approx 0,5$) i dużych prędkościach obrotowych wirnika silnika, gdy nie zachodzi nagrzewanie aerodynamiczne strumienia powietrza na wlocie, a prędkości przepływu strumienia powietrza we wlocie są duże. Z kolei podczas zniżania lotu statku powietrznego także może dojść do oblodzenia silników wskutek zbyt małej wydajności instalacji przeciwooblodzeniowej, której skuteczność (w przypadku najczęściej stosowanych instalacji zasilanych powietrzem ze sprężarki) zależy od zakresu pracy silnika.

Rozpatrując możliwość wystąpienia oblodzenia silników statku powietrznego należy brać pod uwagę fakt, iż czujniki instalacji przeciwooblodzeniowej na przeważającej większości nawet nowoczesnych statków powietrznych są rozmieszczane na płatowcu, natomiast nie ma ich we wlotach silników. Takie umieszczenie czujników powoduje, że do oblodzenia elementów zespołu napędowego może dojść pomimo braku sygnalizacji, a także, co istotniejsze, instalacja przeciwooblodzeniowa silników może nie zostać włączona w odpowiednim czasie, mimo ustawienia w automatyczny tryb pracy (tryb czuwania).

Należy przy tym pamiętać, że włączenie instalacji przeciwooblodzeniowej, zwłaszcza zasilanej powietrzem pobieranym ze sprężarki, obniża osiągi silników.

Różnice pomiędzy warunkami opływu typowo rozmieszczanych czujników instalacji przeciwooblodzeniowej a warunkami panującymi w kanale przepływowym silnika można pokazać na przykładzie śmigłowca Mi-8 (rys. 1.a). Załoga śmigłowca ma do dyspozycji wizualny wskaźnik oblodzenia znajdujący się po lewej stronie kabiny (1). Instalacja przeciwooblodzeniowa (podczas

czuwania w trybie automatycznym) włączana jest po wykryciu oblodzenia przez izotopowy czujnik oblodzenia RIO-3 (2) umieszczony we wlocie wentylatora chłodzącego przekładni głównej śmigłowca. Ponadto załoga może odczytać temperaturę powietrza atmosferycznego na termometrze, którego czujnik zamocowany jest na oszkleniu kabiny po jej prawej stronie (3).

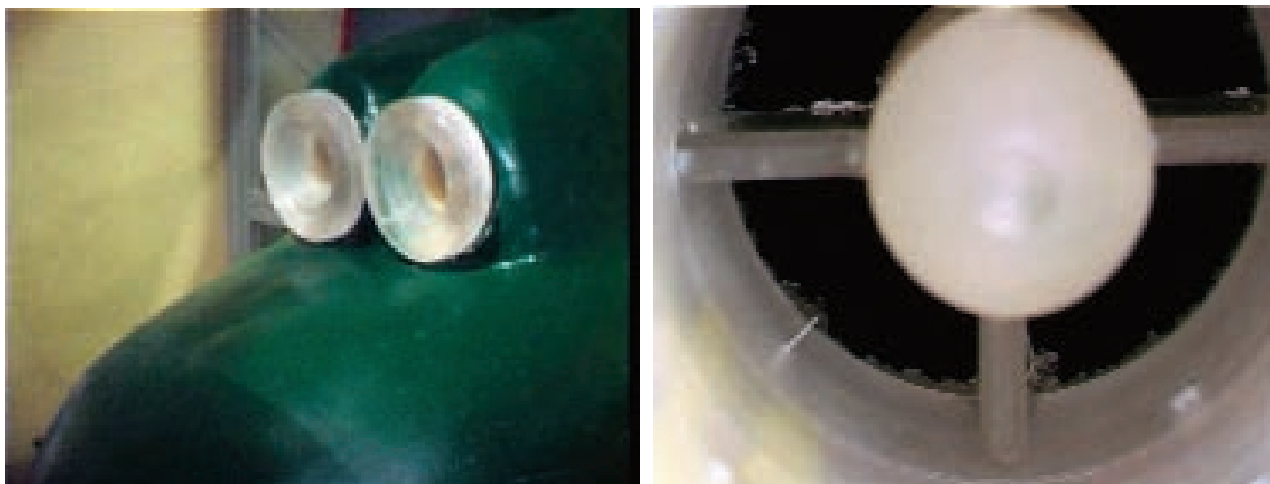


Rys. 1. Rozmieszczenie czujników informujących o potencjalnym oblodzeniu śmigłowca Mi-8 (a) oraz punkty pomiaru temperatury podczas badań eksperymentalnych (b): wizualny wskaźnik oblodzenia (1), czujnik RIO-3 instalacji przeciwooblodzeniowej (2), termometr (3); T1-T7 punkty pomiaru temperatury

W ITL WAT, dla ustalenia przyczyn wypadku śmigłowca Mi-8 z premierem L. Millerem na pokładzie, przeprowadzono szereg badań mających na celu określenie różnic pomiędzy temperaturą otaczającego śmigłowca powietrza a temperaturami w różnych charakterystycznych punktach rozmieszczonych zarówno na płatowcu, jak i we wnętrzu kanałów dolotowych silników śmigłowca (rys. 1b). W ramach badań wykonano między innymi obliczenia termogazodynamiczne wlotów podczas pracy silników śmigłowca w warunkach statycznych na ziemi, a także podczas lotu śmigłowca z prędkością 200 km/h przy wykorzystaniu uproszczonego, jednowymiarowego modelu silnika. Ponadto dokonano pomiarów rozkładu temperatur w charakterystycznych punktach kanału przepływowego silnika podczas prób silnika TW2-117AG w warunkach oblodzenia w hamowni Wojskowych Zakładów Lotniczych nr 3 w Dęblinie, natomiast w tunelu aerodynamicznym niskich temperatur ITL WAT prowadzone były badania specjalnie zbudowanego modelu śmigłowca. Pracę jednego z jego silników odtwarzano poprzez odsysanie z niego powietrza.

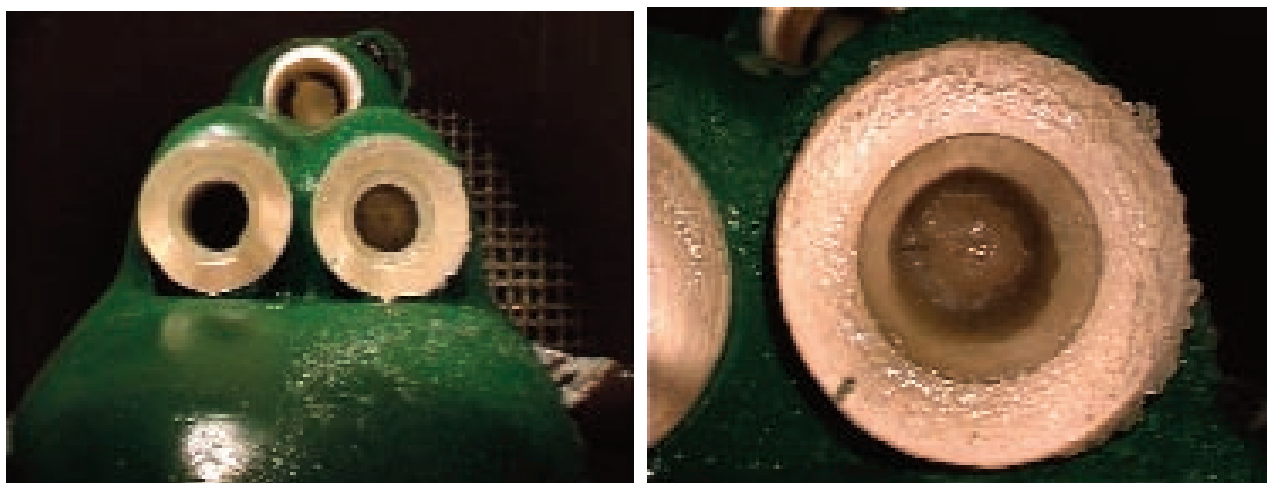
Podczas odtwarzania w tunelu aerodynamicznym warunków lotu w chmurach (wodność chmur symulowana była wtryskiwaniem przez atomizery dawek wody do tunelu) przy temperaturze otoczenia $+2^{\circ}\text{C}$ nie wystąpiło oblodzenie w rejonie czujnika instalacji przeciwooblodzeniowej oraz na powierzchni wizualnego wskaźnika oblodzenia i termometru zamontowanego na oszkleniu kabiny załogi, natomiast lód zaczął się tworzyć w końcowej części wlotu odpowiadającej przekrojowi wlotowemu sprężarki silnika ze względu na panujące tam ujemne wartości temperatury (rys. 2).

W takim przypadku instalacja przeciwooblodzeniowa nie włączy się automatycznie, a załoga nie ma możliwości zaobserwowania objawów oblodzenia, jednak - zgodnie z zapisami instrukcji eksploatacji - powinna włączyć instalację przeciwooblodzeniową w sposób ręczny, gdyż wartość temperatury wskazywana przez termometr zamontowany na oszkleniu wskazuje wartości około $+2^{\circ}\text{C}$, a instrukcja nakazuje jej włączanie w temperaturze $+10^{\circ}\text{C}$ lub niższej (wg zapisu sprzed 2005 r. w temperaturze $+5^{\circ}\text{C}$ lub niższej), gdy w powietrzu znajdują się jakiegokolwiek postaci wilgoci.



Rys. 2. Badania modelu śmigłowca Mi-8 w tunelu aerodynamicznym niskich temperatur ITL WAT w temperaturze powietrza $+2^{\circ}\text{C}$ – widoczne są: brak oblodzenia na kadłubie (a) oraz początki tworzenia się lodu we wnętrzu wlotu (b) (fot. Z. Wojciechowski)

W przypadku symulacji lotu śmigłowca w chmurach w temperaturze -3°C oblodzenie pojawiło się nie tylko we wlotach silników i wentylatora, ale także i na kadłubie śmigłowca (rys. 3). W takich warunkach instalacja przeciwooblodzeniowa pracująca w trybie czuwania włączy się automatycznie, a załoga będzie mogła obserwować objawy oblodzenia.



Rys. 3. Badania modelu śmigłowca Mi-8 w tunelu aerodynamicznym niskich temperatur ITL WAT w temperaturze -3°C – widoczne jest oblodzenie na kadłubie oraz zdławiony przepływ we wlocie, z którego odsysano powietrze (fot. Z. Wojciechowski)

Wobec braku czujników instalacji przeciwooblodzeniowej we wlotach silników bardzo istotna jest rola załogi statku powietrznego, która musi ściśle przestrzegać zaleceń zawartych w instrukcjach eksploatacji w locie. Zwykle nakazują one ręczne włączanie instalacji przeciwooblodzeniowych silników w temperaturach $+10^{\circ}\text{C}$ i niższych w przypadku widocznej w powietrzu wilgoci w różnej postaci (deszcz, zachmurzenie, mżawka, mgła, ograniczona widoczność itp.). Oczywiście podobnie należy postępować, jeśli komunikaty meteorologiczne wskazują na możliwość wystąpienia takich warunków.

Kolejnym czynnikiem mogącym sprzyjać oblodzeniu lotniczych zespołów napędowych jest ich eksploatacja podczas opadów atmosferycznych. Deszcz, mżawka lub padający śnieg zassane do wlotu silnika mogą spowodować jego oblodzenie, a grad bezpośrednio może powodować uszkodzenia mechaniczne.

Przeprowadzone w ITL WAT badania wlotu silnika TW2-117AG w temperaturze otoczenia -2°C pozwoliły na poznanie mechanizmu tworzenia się oblodzenia wewnątrz kanału przepływowego

wlotu lub sprężarki (rys. 4) w warunkach lotu podczas opadów marznącego deszczu. Krople przechłodzonej wody o temperaturze powietrza przechodzą ze stanu ciekłego do stałego bezpośrednio w strefie zetknięcia z powierzchnią metalu. Kolejne krople wody zasysane do wlotu spływają po jego ściankach porywane przez przepływający strumień powietrza i zamarzają w głębi kanału przepływowego, a następnie zwiększają grubość warstwy lodu. Lód tworzy się nie tylko na ściankach kanału przepływowego wlotu, ale także na elementach w jego wnętrzu – kołpaku, żebrach, czujnikach itp. Dla turbinowych silników śmigłowych zakłada się, że powinny one pracować bez zakłóceń po zassaniu wody w ilości stanowiącej przynajmniej 4% masowego natężenia przepływu powietrza, tj. nieco więcej niż paliwa dostarczanego do silnika. W przypadku silników turbinowych do samolotów naddźwiękowych wymagane są testy potwierdzające ich funkcjonowanie w przypadku zassania do wlotu cząstek gradu podczas lotu z prędkością naddźwiękową.



Rys. 4. Badania wlotu silnika TW2-117AG śmigłowca Mi-8 w tunelu aerodynamicznym niskich temperatur ITL WAT w temperaturze -2°C – widoczna jest struktura oblodzenia wnętrza kanału przepływowego wlotu [3] (fot. Z. Wojciechowski)

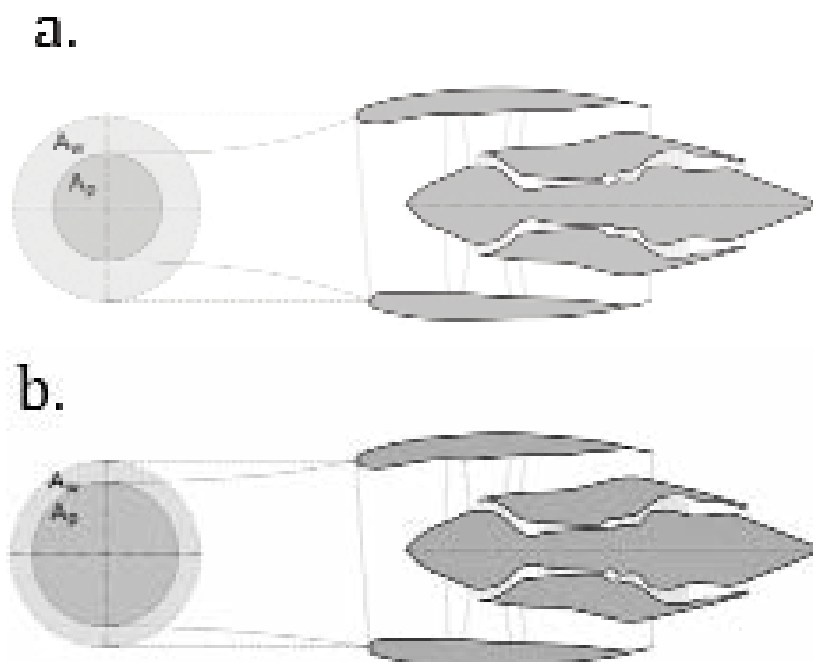
Podsumowując, warto raz jeszcze przypomnieć, że brak oznak oblodzenia na płatowcu, nieświadomość załóg o możliwości wystąpienia oblodzenia silników w dodatnich temperaturach, brak szczegółowej wiedzy dotyczącej ograniczeń działania instalacji przeciwooblodzeniowych powoduje, że ciągle się zdarzają przypadki, gdy załogi nie włączają instalacji przeciwooblodzeniowych w warunkach, które tego wymagają. W związku z tym podczas szkoleń (zarówno ogólnych, jak i na konkretny typ statku powietrznego) załóg i personelu technicznego mającego uprawnienia do uruchamiania silników **należy zwracać szczególną uwagę na fakt, że oblodzenie silników może występować w dodatnich temperaturach otoczenia bez oznak oblodzenia płatowca.**

OSADZANIE SIĘ LODU NA ELEMENTACH LOTNICZYCH SILNIKÓW TURBINOWYCH

Podczas lotu statku powietrznego elementy jego zespołu napędowego stykają się z kroplami mżawki lub deszczu, a także z bryłkami gradu lub kryształkami lodu. W zależności od bezwładności tych cząstek, wynikającej przede wszystkim z ich rozmiarów, wzajemne oddziaływanie między nimi a elementami silnika (zespołu napędowego) jest różne.

W przypadku kropeł mżawki lub deszczu o małych średnicach, a także kryształków lodu, ze względu na małą masę i bezwładność można przyjąć, że ich tory pokrywają się z liniami prądu (strug) powietrza zasysanego do wlotu silnika i stosunek masowy dostających się do silnika wody i powietrza pozostaje bez zmian. Natomiast w trakcie lotu podczas opadów deszczu o dużych średnicach kropeł lub gradu stosunek masy wody dostającej się do wlotu w postaci kropeł wody lub bryłek gradu do masy zasysanego powietrza ulega zmianie w zależności od

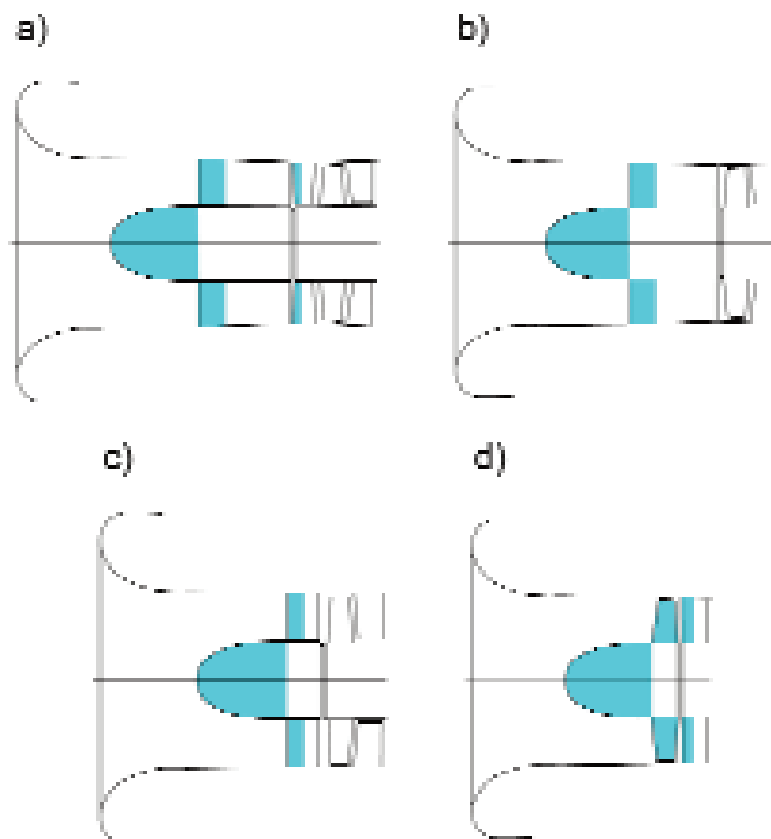
prędkości lotu statku powietrznego i zakresu pracy jego silnika, mimo niezmiennych warunków atmosferycznych. Rozpatrując ten przypadek przyjmuje się, że bryłki gradu (duże krople deszczu) poruszają się względem wlotu z prędkością niewiele mniejszą od prędkości lotu samolotu po torach równoległych do kierunku lotu. Zakłada się ponadto, że względu na stosunkowo dużą bezwładność cząstek, że do wlotu dostają się wszystkie cząstki zawarte w polu powierzchni A_w ograniczonej chwytem powietrza (rys. 5) niezależnie od zakresu pracy silnika i prędkości lotu. Wiadomo natomiast, że pole powierzchni przekroju A_p strumienia powietrza zasysanego do wlotu uzależnione jest zarówno od prędkości lotu statku powietrznego, jak i od zakresu pracy silnika i może zmieniać się w szerokim zakresie. Stosunek mas wody i powietrza dostających się do silnika jest proporcjonalny do stosunku pól powierzchni A_w i A_p . W przypadku, gdy zakres pracy silnika jest niewielki, a prędkość lotu duża (np. podczas zniżania) wówczas strumień powietrza zasysanego do silnika ma stosunkowo niedużą powierzchnię przekroju.



Rys. 5. Proporcje pola powierzchni pochłaniania wody (A_w) do pola powierzchni zasysanego powietrza (A_p) przy dużej prędkości lotu i małej prędkości obrotowej wirnika – zniżanie (a) oraz małej prędkości lotu i dużej prędkości obrotowej wirnika – wznoszenie (b)

Znaczna część strug powietrza odchyła się w takim przypadku od osi silnika i opływa jego wlot z zewnątrz, a wraz z nim, na skutek małej bezwładności, omijają wlot krople mżawki lub deszczu o niewielkiej średnicy, a także kryształki lodu. Ponieważ jednocześnie mające większą bezwładność krople deszczu o dużej średnicy, a także bryłki lodu, wpadają do wlotu na całej powierzchni jego przekroju poprzecznego, więc zwiększa się stosunek pól powierzchni A_w i A_p zwiększając koncentrację wody we wlocie. Pamiętać należy, że gęstość powietrza w warunkach normalnych wynosi $1,225 \text{ kg/m}^3$, gęstość wody 1000 kg/m^3 , a gęstość lodu $916,8 \text{ kg/m}^3$. Dodatkowo efekt ten może być jeszcze silniejszy w niektórych silnikach dwuprzepływowych o dużym stopniu podziału natężeń masowego przepływu powietrza ze względu na występowanie w nich w opisywanych warunkach odchylenia strumienia powietrza od wlotu do gondoli silnika do wlotu do sprężarki niskiego ciśnienia znajdującego się za wentylatorem. Wzrost zakresu pracy silnika przy małej prędkości lotu (np. podczas wznoszenia) przynosi zmniejszenie koncentracji wody we wlocie. Można z tego wnioskować, że w tworzeniu powłoki lodowej na zewnętrznych powierzchniach wlotu biorą udział krople deszczu o mniejszych średnicach, natomiast wewnątrz kanału przepływowego silnika większy udział mają krople o średnicach większych.

Miejsca, w których może tworzyć się powłoka lodowa są bardzo uzależnione od konstrukcji silnika, a także od usytuowania jego wlotów na płatowcu oraz ich konstrukcji. Przykładowo w jednoprzepływowych turbinowych silnikach odrzutowych, a także śmigłowcowych i śmigłowych, lód może powstać tworząc się zarówno na elementach nieruchomych wlotu i kanału wlotowego, na łopatkach wlotowego wieńca kierownic, kołpaku, żebrach przedniej podpory, a także na łopatkach wirnikowych i kierowniczych pierwszego stopnia sprężarki (rys. 6). Kolejne stopnie sprężarki zazwyczaj są bezpieczne, jeśli chodzi o oblodzenie, z powodu wzrostu temperatury powietrza w pierwszym stopniu.

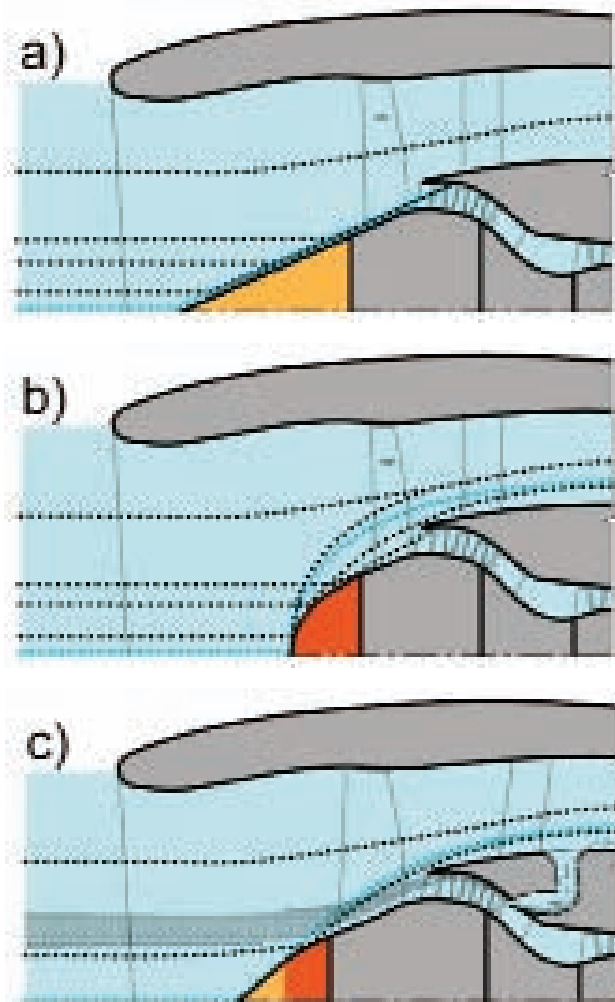


Rys. 6. Elementy jednoprzepływowego turbinowego silnika odrzutowego najbardziej narażone na oblodzenie (części zacienione) w zależności od jego konfiguracji: a) nieruchomy kołpak, żebra wlotowe, wlotowy wieńec kierownic; b) nieruchomy kołpak, żebra wlotowe; c) nieruchomy kołpak wlotowy wieńec kierownic; d) wirujący kołpak, wieńec wirnikowy, wieńec kierownic

We wlotach dwuprzepływowych turbinowych silnikach odrzutowych o dużym stopniu podziału masowego natężenia przepływu powietrza istotny wpływ na ich podatność na oblodzenie ma kształt kołpaka wentylatora (rys. 7).

Powszechnie stosowane są w tego rodzaju silnikach kołpaki o kształcie stożkowym (np. w silniku CFM-56-5A) lub eliptycznym (np. w silniku CFM-56-3). Doświadczenie dowodzi, że kołpaki stożkowe (rys. 7.a) są mniej podatne na osadzanie się na nich lodu. Ich wadą jest natomiast to, że tory kropeł wody (i bryłek lodu) napływających w trakcie pracy silnika na kołpak odchylane są w taki sposób, że trafiają one do kanału wewnętrznego silnika mogąc prowadzić do poważnych zakłóceń w pracy silnika i uszkodzeń mechanicznych jego części. Z kolei kołpaki eliptyczne (rys. 7.b) są bardziej podatne na osadzanie się lodu bezpośrednio na nich, ale ich kształt powoduje odchylenie torów kropeł o większej średnicy, a także bryłek lodu, kierując je do kanału zewnętrznego, w którym zagrożenia stwarzane przez potencjalne oblodzenie jest znacznie mniejsze ze względu na większe wymiary geometryczne łopatek wirnikowych i kierowniczych wentylatora. Podobnie kształt kołpaka wpływa na tor, po którym przemieszczają się kawałki lodu, który już osadził się na kołpaku, a następnie został z niego zerwany, np. po zbyt późnym

włączeniu instalacji przeciwooblodzeniowej. W przypadku kołpaków stożkowych kawałki te trafiają do kanału wewnętrznego, a w przypadku kołpaków eliptycznych do kanału zewnętrznego. Próbę połączenia zalet obu kształtów kołpaków podjęto w silnikach GE-90 i GENx (rys. 7c). Przednia część kołpaka tych silników ma kształt stożka (utrudnia tworzenie się powłoki lodowej), a tylna kształt eliptyczny (odchyla tory cząstek o większych średnicach oraz tory kawałków lodu). Optymalne właściwości uzyskuje się poprzez dobór właściwych proporcji obu części kołpaka oraz długości strefy przejściowej między nimi.



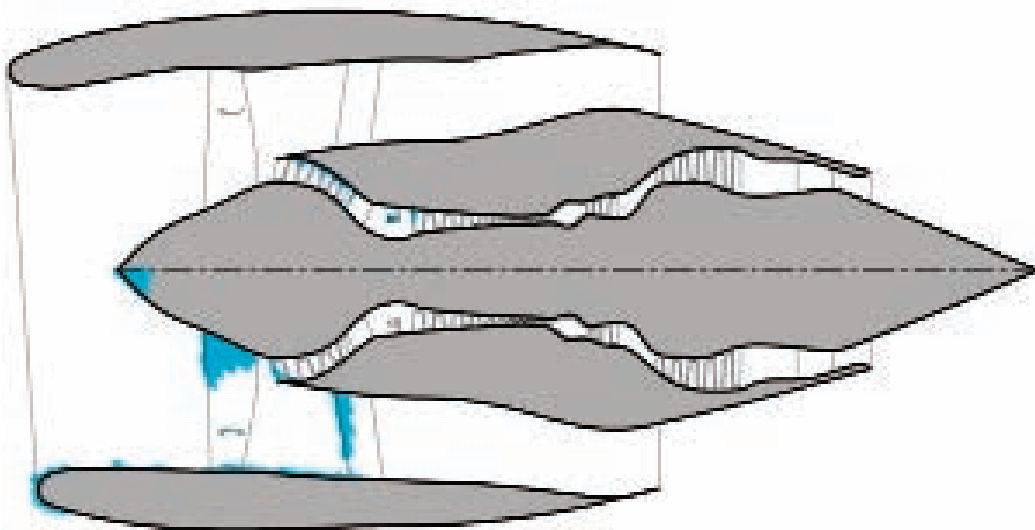
Rys. 7. Wpływ kształtu kołpaka na trajektorie kropli i zerwanych fragmentów powłoki lodowej – kołpak stożkowy (a), eliptyczny (b), stożkowo – eliptyczny (c)

W tego rodzaju silnikach istotne jest także ustalenie odpowiedniej odległości między łopatom wentylatora, a wlotem do kanału wewnętrznego, a także kształt tego kanału. Mniej wrażliwe na oblodzenie są silniki, mające krzywoliniowe kanały wewnętrzne, jak na rys. 7 i rys. 8. Woda, w różnej postaci, dostając się do takiego kanału odrzucana jest pod wpływem siły odśrodkowej na ścianki zewnętrzne, a następnie może być przez zawory upustu usuwana do kanału zewnętrznego. W silniku GE-90 w krzywoliniowej części kanału wewnętrznego za sprężarką niskiego ciśnienia umieszczone są specjalne zawory upustu, których zadaniem jest usuwanie z tego kanału wody, a także zanieczyszczeń (o średnicach ok. 100 μm). Zawory te pozostają otwarte przy niewielkich zakresach pracy silnika (rys. 7.c).

Podczas lotu samolotu napędzanego dwuprzepływowymi turbinowymi silnikami odrzutowymi o dużym stopniu podziału masowego natężenia powietrza (wentylatorowymi) w warunkach występowania przechłodzonych kropli wody lód może osadzać się (rys. 8) na krawędzi natarcia wlotu, ściankach kanału wlotowego, kołpaku i łopatach wentylatora, łopatkach kierowniczych wentylatora oraz łopatkach wlotowego wieńca kierownic sprężarki niskiego ciśnienia

i łopatkach wirnikowych pierwszego stopnia tej sprężarki. W silnikach trójwrotnikowych podczas lotu w takich warunkach lód może tworzyć się również na elementach pierwszego stopnia sprężarki średniego ciśnienia.

W przypadku eksploatacji silników turbinowych w atmosferze zawierającej kryształki lodu mechanizm oblodzenia jest odmienny. Należy przypomnieć, że kryształki lodu występują najczęściej na bardzo dużych wysokościach, a więc w bardzo niskich temperaturach oraz, że mają małą bezwładność ze względu na ich niewielkie wymiary. W takich warunkach powłoka lodowa nie tworzy się na elementach wlotu, kanału wlotowego oraz wentylatora, ale dopiero w kanale wewnętrznym silnika w określonym miejscu sprężarki niskiego (dla silników trójwrotnikowych - średniego) ciśnienia, gdzie występują około zerowe ($^{\circ}\text{C}$) temperatury powietrza (rys. 8). Dzieje się tak dlatego, że powietrze zawierające kryształki lodu ulega podgrzaniu w wentylatorze oraz kolejnych stopniach sprężarki w kanale wewnętrznym. Zachodzi wówczas zjawisko topnienia kryształków lodu, a następnie ponownego zamrażania utworzonej z nich wody na znajdujących się w kanale wewnętrznym łopatkach, żebrach, czujnikach, a także na jego ściankach.

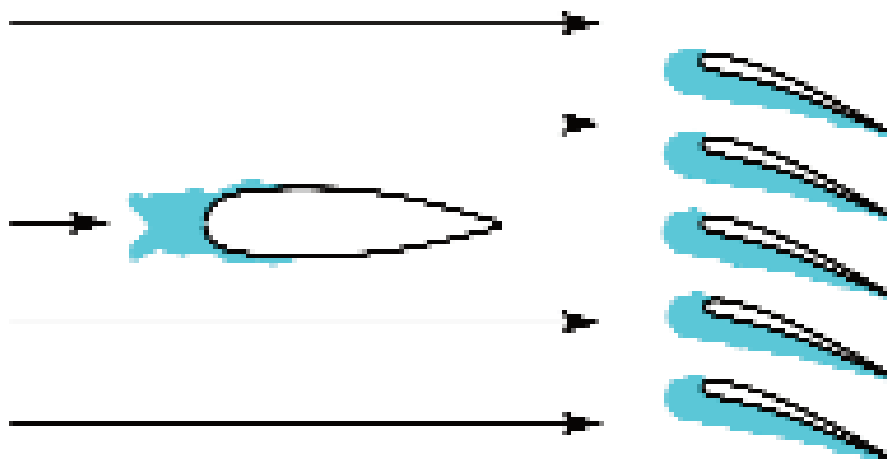


Rys. 8. Strefy oblodzenia elementów dwuprzepływowego turbinowego silnika odrzutowego podczas lotu w atmosferze zawierającej przechłodzone krople wody (dolny półprzekrój) oraz lotu w atmosferze zawierającej kryształki lodu (górny półprzekrój)

Tworzenie się powłoki lodowej na żebrach wlotowych i łopatkach ma podobny charakter jak w przypadku oblodzenia powierzchni nośnych statku powietrznego, jednak z powodu znacznie mniejszych rozmiarów tych elementów konstrukcyjnych wywołuje większe skutki. Duże prędkości względne sprzyjają szczególnie silnemu oblodzeniu łopatek wlotowego wieńca kierownic, w niektórych przypadkach lód może osadzać się na całej wklęsłej powierzchni profilu łopatki (rys. 9). Możliwości oblodzenia łopatek kierowniczych kolejnych stopni sprężarki są znacznie mniejsze z powodu znacznego wzrostu temperatury powietrza już za pierwszym stopniem. Może do nich dochodzić jedynie na dużych wysokościach, na których temperatury przyjmują już szczególnie niskie wartości, w obecności kryształków lodu w atmosferze.

Powstawanie powłoki lodowej na powierzchni kanału wlotowego i bezpośrednio na wlocie do sprężarki silnika zmienia geometrię i przekrój poprzeczny kanału przepływowego wywołując zmianę charakteru przepływu w kanale wlotowym oraz parametrów strumienia powietrza na wlocie do sprężarki. Powszechnie stosowane w silnikach lotniczych sprężarki osiowe mają dużą liczbę łopatek, których cienkie pióra o dużej powierzchni ułatwiają odbieranie od nich ciepła przez strumień przepływającego powietrza. Łopatki kierownic wlotowych oraz wirników sprężarek promieniowych są zwykle grubsze i mają znacznie mniejszą powierzchnię styku ze strumieniem powietrza. Ze względu na konstrukcję oraz warunki pracy, szczególnie wrażliwe na wystąpienie oblodzenia są silniki ze sprężarkami osiowymi. Wzrost oporów przepływu prowadzi

do zmniejszenia masowego natężenia przepływu powietrza oraz sprężu, co powoduje spadek ciągu lub mocy silnika, a przy dłuższej pracy grozi niestateczną pracą sprężarki prowadzącą do wyłączenia silnika.



Rys. 9. Oblodzenie żeber i łopatek wlotowego wieńca kierownic silnika turbinowego

Zmniejszanie się masowego przepływu powietrza przez wlot na skutek osadzania się lodu, wymaga (dla zachowania niezbędnego ciągu/mocy silnika,) zwiększenia ilości paliwa podawanego do komory spalania. Prowadzi to z kolei do znacznego wzrostu temperatury gazów przed turbiną. Przykładowo, prowadzone w Związku Radzieckim badania w locie turbinowego silnika odrzutowego (nieujawnionego typu) wykazały, że przy zmniejszeniu masowego natężenia przepływu przez sprężarkę o 10% temperatura spalin przed turbiną rośnie o około 60°C, a przy zmniejszeniu masowego natężenia przepływu o 20% temperatura rośnie o około 140°C. Taki wzrost temperatury może w konsekwencji spowodować przegrzanie elementów turbiny i ich zniszczenie lub wyłączenie silnika przez układ ograniczający temperaturę przed turbiną.

Łopatki wirnikowe wentylatorów i sprężarek silników odrzutowych są mniej narażone na oblodzenie od łopatek kierowniczych ze względu na odrzucanie przez nie kropel wody w stronę ich wierzchołków i dalej na ścianki kanału przepływowego. W przypadku turbinowych silników śmigłowych efekt odrzucania kropli wody lub bryłek gradu pod wpływem sił odśrodkowych jest mniejszy niż w przypadku wentylatorów dwuprzepływowych turbinowych silników odrzutowych. Wynika to z mniejszej liczby łopat śmigieł w stosunku do liczby łopat wentylatorów, a także z faktu, że prędkość obrotowa śmigła zmienia się nieznacznie w zależności od warunków lotu i jest mniejsza niż prędkość obrotowa wentylatorów dwuprzepływowych silników odrzutowych. Zwiększenie ilości kropli wody usuwanych przed dostaniem się ich do sprężarki można uzyskać poprzez zastosowanie bezwładnościowych odpylaczy powietrza wlotowego, a także odpowiednie ukształtowanie kołpaka śmigła.

Turbinowe silniki śmigłowcowe charakteryzują się niższymi wartościami stosunku pól powierzchni A_w i A_p (por. rys.5) co zmniejsza koncentrację wody we wlocie z powodu wyższych zakresów pracy silnika oraz małych prędkości lotu podczas zniżania. Silniki te nie mają żadnych elementów wirujących, które mogłyby (wskutek działania sił odśrodkowych) ograniczać ilość kropli wody lub bryłek gradu dostających się do wlotu, ale obecnie zazwyczaj wyposażone są w bezwładnościowe odpylacze powietrza wlotowego spełniających podobną rolę.

Niektóre statki powietrzne (głównie śmigłowce) mają wloty wyposażone w ekrany (najczęściej siatki) zabezpieczające przed zasysaniem ciał obcych większych od ziaren pyłów. Jeśli ekrany te nie są ogrzewane, wówczas łatwo pokrywają się lodem, co praktycznie uniemożliwia eksploatację takich statków powietrznych w warunkach oblodzenia.

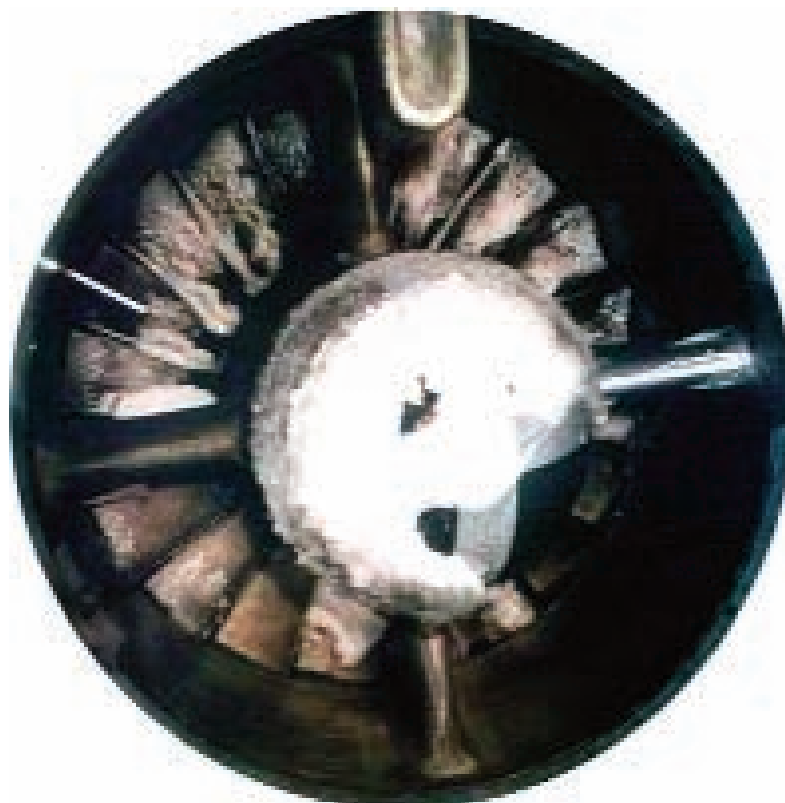
Lód może także osadzać się na czujnikach temperatury i ciśnienia na wlocie wykorzystywanych w układzie sterowania silnikami. Jest to przyczyną błędnych sygnałów wykorzystywanych np. do obliczania ciągu przez cyfrowe układy sterowania (FADEC, DEEC, itp.).

ZASYSANIE WODY, ŚNIEGU LUB LODU DO SPRĘŻARKI LUB KOMORY SPALANIA SILNIKA TURBINOWEGO

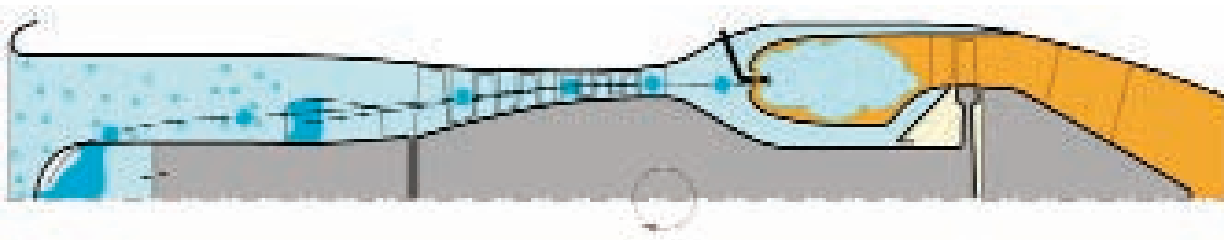
Woda, która w postaci ciekłej lub jako śnieg, lód czy błoto pośniegowe, która dostaje się do kanału przepływowego każdego rodzaju silnika turbinowego, może doprowadzić do poważnych zakłóceń w jego pracy, mimo, że wtrysnięcie niewielkiej ilości wody poprawia sprawność silników i zwiększa ich moc (ciąg) dzięki poprawie sprawności obiegu termodynamicznego i wzrostowi masy przepływającego przez silnik strumienia czynnika roboczego.

W kolejnych stopniach sprężarki temperatura powietrza rośnie na skutek wzrostu ciśnienia, co powoduje, że woda zassana do kanału przepływowego sprężarki stopniowo odparowuje. Dopóki całość wody nie odparuje, w każdym następnym stopniu część wody znajduje się już w postaci gazowej, a część w ciekłej (lub jeszcze stałej). Typowym zjawiskiem jest, że woda w postaci ciekłej jest odrzucana na skutek oddziaływania siły odśrodkowej przez łopatki wirnikowe na ścianki kanału przepływowego i spływa po nich w stronę komory spalania. Woda ta może dostawać się do zaworów upustu, a także do kolektorów lub zaworów, z których powietrze ze sprężarki jest odbierane na potrzeby płatowca lub silnika.

Jeżeli całość wody nie odparuje w sprężarce oraz nie zostanie usunięta przez zawory upustu, wówczas dostaje się ona do komory spalania i może doprowadzić do niespodziewanego wyłączenia silnika. Dzieje się tak, ponieważ woda może gwałtownie, pseudetonacyjnie, odparować w komorze spalania i zerwać płomień. Badania silników samolotu Boeing B767 pokazały, że do zgaszenia płomienia w komorze spalania wystarcza dostanie się do niego lodu w ilości równoważnej 350 cm³ wody (co odpowiada objętości mieszczącej się w niepełnych dwu szklankach), natomiast wykonane w 1968 roku badania silników Allison 250-C18 (których odpowiednikiem są silniki GTD-350) wykazały, że 20 gramów śniegu zassanego jednorazowo do wlotu powoduje niestateczną pracę sprężarki, a 30 gramów śniegu prowadzi każdorazowo do wyłączenia silnika.



Rys. 10. Oblodzenie wlotu turbinowego silnika śmigłowcowego - zerwana część powłoki lodowej z kółpaka centralnego doprowadziła do zgaśnięcia silnika (fot. A. Panas)



Rys. 11. Zgaszenie płomienia w komorze spalania silnika turbinowego wskutek pseudodetonacji fragmentu miękkiego lodu zerwanego z elementów wlotu

Lód do wnętrza kanału przepływowego silnika może także zostać zassany z powodu zbyt późnego włączenia instalacji przeciwooblodzeniowej. W takim przypadku ciepło dostarczane do ogrzewanych elementów wlotu silnika powoduje odrywanie się od nich osadzonego uprzednio lodu, który może spowodować uszkodzenie łopatek (lód twardy) lub wyłączenie się silnika na skutek zerwania płomienia w komorze spalania przy gwałtownym odparowaniu lodu (lub wody) w komorze spalania (rys. 10, 11). Obecność kropeł wody lub bryłek gradu w powietrzu zassanym do sprężarki zmienia jej charakterystykę w taki sposób, że może to prowadzić do wystąpienia jej niestatecznej pracy.

SPOSOBY PRZECIWDZIAŁANIA OBLODZENIU LOTNICZYCH SILNIKÓW TURBINOWYCH

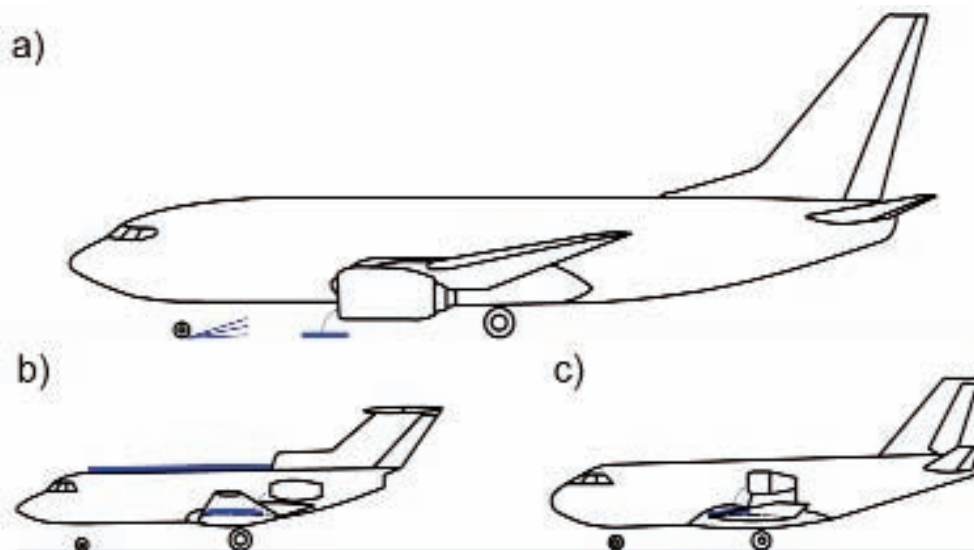
Dla uniknięcia oblodzenia lotniczych zespołów napędowych stosowane są różnego rodzaju rozwiązania konstrukcyjne oraz przedsięwzięcia organizacyjne.

Przepisy certyfikacji statków powietrznych wymagają udowodnienia, że każdy silnik i jego wlot (kanał wlotowy) działa na wszystkich zakresach pracy w locie (w tym na biegu jałowym) bez osadzania się lodu na elementach silnika lub wlotu w takiej ilości, która może zakłócić pracę silnika lub wywołać znaczną utratę ciągu (lub mocy) w warunkach oblodzenia wyszczególnionych w dodatku C do tych przepisów, a także podczas opadów śniegu lub zamieci śnieżnej, w których jest dopuszczalna eksploatacja danego statku powietrznego. Ponadto każdy silnik musi zapewniać co najmniej 30 minut bezawaryjnej pracy na ziemi w krytycznych dla danego typu warunkach na zakresie biegu jałowego poprzedzającego osiągnięcie zakresu startowego ciągu (lub mocy) przy włączonej instalacji przeciwooblodzeniowej silnika. Podczas tych 30 minut pracy silnika dopuszczalne jest chwilowe zwiększanie zakresu pracy silnika do wartości średnich ciągów (lub mocy). Podczas certyfikacji temperatura powietrza atmosferycznego powinna mieścić się w zakresie $-1...-9^{\circ}\text{C}$, a zawartość ciekłej wody w postaci kropeł o średniej średnicy efektywnej nie mniejszej niż 20 mikrometrów nie może być mniejsza niż $0,3\text{ g/m}^3$.

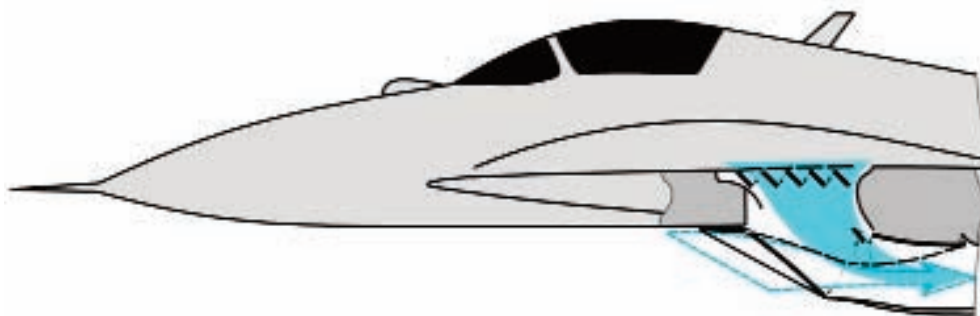
Wrażliwość silników lotniczych na oblodzenie zależy między innymi od ich usytuowania na płatowcu (rys. 12). Większość samolotów pasażerskich średniego i dużego zasięgu (np. Airbus A319, A320, A330, Boeing B737, B767, B777, Embraer ERJ170, ERJ190 i in.) ma 2 silniki umieszczone pod skrzydłami, a dolne krawędzie ich wlotów znajdują się w niewielkiej odległości od powierzchni lotniska (rys. 12a). Przy takim rozmieszczeniu silników są one szczególnie narażone na powstanie wiru wlotowego i zasysanie wody, śniegu lub błota pośniegowego z powierzchni lotniska, a także może się do nich dostawać woda rozbryzgiwana przez koła przedniej goleni podwozia. Podobne zagrożenie występuje w przypadku samolotów bojowych, które mają nisko umieszczone wloty, np. w samolocie F-16, który ma wlot podkadłubowy, czy MiG-29. W tym ostatnim podczas pracy silników na ziemi wloty zasadnicze są zamykane specjalnymi przesłonami, a powietrze pobierane jest przez wloty dodatkowe znajdujące się na górnej powierzchni skrzydeł (rys. 13).

W przypadku samolotów dyspozycyjnych oraz komunikacji regionalnej (np. Embraer ERJ135, ERJ145, Falcon 2000, Gulfstream G550 i in.), których silniki usytuowane są w tylnej części kadłuba, w większej odległości od powierzchni lotniska są one znacznie mniej narażone na zasysanie z niej wody w różnej postaci. Silniki niektórych samolotów są całkowicie zabezpieczone

przed zasysaniem wody z płaszczyzny lotniska, np. w samolocie Jak-40 wir wlotowy do silników bocznych tworzy się na górnej powierzchni skrzydeł (podobnie jest w przypadku silników amerykańskiego samolotu szturmowego A-10), natomiast do silnika środkowego może dostać się jedynie woda znajdująca się na górnej powierzchni kadłuba (rys. 12b). Korzystne jest także montowanie silników na pylonach nad skrzydłami, jak np. w samolocie VFW-614, ponieważ wówczas wir wlotowy również tworzy się na górnej powierzchni skrzydeł (rys. 12c).

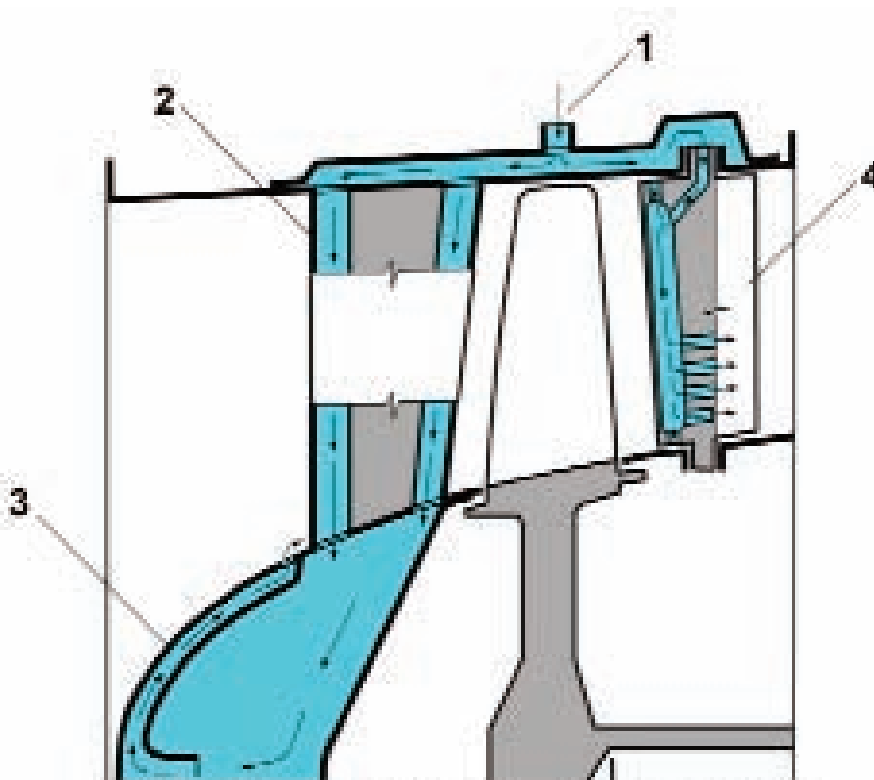


Rys. 12. Zagrożenie zasysaniem wody, śniegu lub lodu do wlotów samolotów z silnikami usytuowanymi pod skrzydłami (a), w tylnej części kadłuba i nad kadłubem (b), nad skrzydłami (c)



Rys. 13. Pobieranie powietrza przez wloty dodatkowe samolotu MiG-29 podczas pracy silnika na ziemi przy prędkości 0 - 200 km/h (liniami przerywanymi zaznaczono położenie elementów wlotu przy prędkościach większych od 200 km/h)

Dla silników zamontowanych w tylnej części kadłuba należy jednak brać pod uwagę konieczność usunięcia przed ich uruchomieniem śniegu lub lodu z powierzchni skrzydeł (i kadłuba), jak również fakt, że lód może się tam utworzyć w określonych warunkach lotu, a następnie może zostać zerwany i zassany do wlotów silników. Szklisty, trudny do zauważenia, lód może utworzyć się na górnej powierzchni skrzydeł w temperaturach wyższych od 0°C, np. w przypadku, gdy przechłodzone w wyniku długotrwałego lotu na dużej wysokości paliwo styka się z górną powierzchnią umieszczonych w skrzydłach zbiorników paliwa, a jednocześnie w atmosferze w której odbywa lot samolot, znajduje się wilgoć w różnej postaci (mgła, chmury, strefy wilgotnego powietrza). Tego rodzaju oblodzenie powierzchni nośnych może także powstawać podczas długotrwałego lotu dopóki skrzydłowe zbiorniki paliwa są napełnione powyżej 70% całkowitej pojemności. W takich warunkach wilgoć może zamarzać w zetknięciu z zimną powierzchnią skrzydeł, natomiast powstały lód może zostać jednocześnie zerwany z obu skrzydeł wskutek odkształcenia skrzydeł w momencie oderwania samolotu od drogi startowej i zassany do wlotów silników.



Rys. 14. Schemat ogrzewania wlotu do sprężarki silnika turbinowego (1 - dopływ gorącego powietrza z za sprężarki, 2 - łopatki wlotowego wieńca kierownic, 3 - kołpak, 4 - łopatki nastawnego wieńca kierownic)

Oblodzeniu elementów zespołów napędowych statków powietrznych zapobiega się poprzez stosowanie instalacji przeciwooblodzeniowych. W przypadku silników odrzutowych zwykle stosowane są instalacje zasilane powietrzem pobieranym ze sprężarki. W silnikach śmigłowych oraz śmigłowcowych, które mają mniejsze wartości masowego natężenia przepływu powietrza, pobieranie większych ilości powietrza ze sprężarki wiązałoby się ze stosunkowo dużym spadkiem mocy, dlatego też stosuje się inne rodzaje instalacji przeciwooblodzeniowych, np. elektryczne, pneumatyczne, olejowe lub mieszane.

W silnikach wyposażonych w ciepłe instalacje przeciwooblodzeniowe zasilane powietrzem pobieranym ze sprężarki elementy wlotu, kanału wlotowego oraz wlotowej części sprężarki najczęściej są ogrzewane za pomocą powietrza o temperaturze do 250°C pobieranego ze sprężarki (rys. 14).

Uważa się, że działanie instalacji przeciwooblodzeniowej jest w pełni efektywne przy nagrzewaniu odladzanych powierzchni do temperatury 80...100°C. Elementy wlotu płatowcowego mogą być także ogrzewane za pomocą instalacji elektrycznej. Instalacje przeciwooblodzeniowe włączane są automatycznie (po otrzymaniu przez mechanizm wykonawczy sygnału z czujnika oblodzenia) lub ręcznie po stwierdzeniu przez załogę warunków do wystąpienia oblodzenia lub zaświeceniu się lampki sygnalizacyjnej w kabinie załogi.

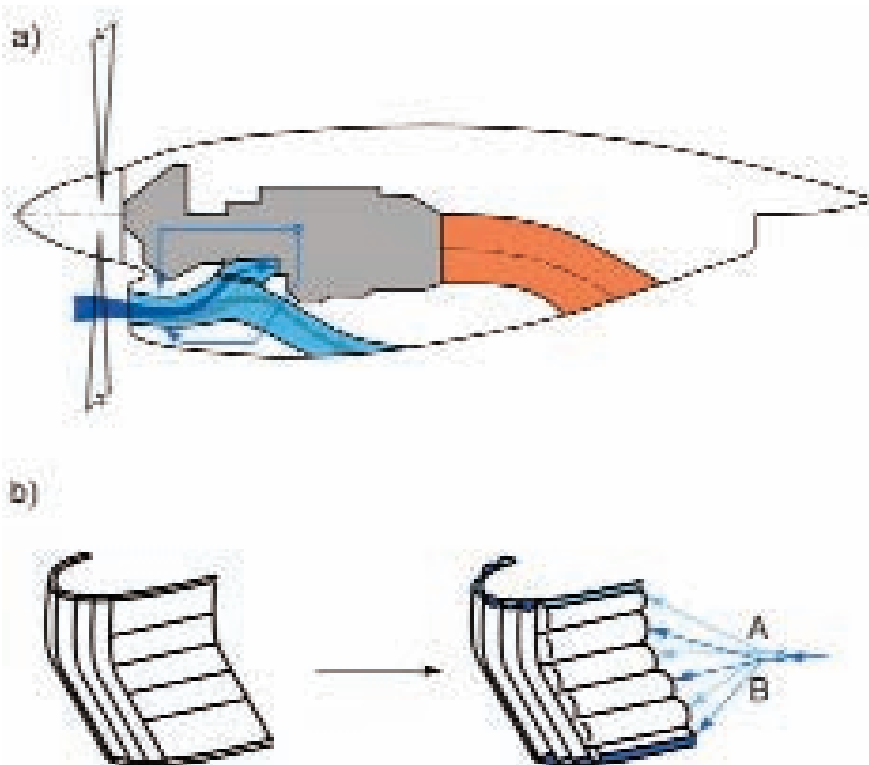
Podczas lotu w warunkach oblodzenia instalacja przeciwooblodzeniowa silników powinna być włączona, przy czym należy ją włączać przed wejściem w strefę oblodzenia i wyłączyć po wyjściu statku powietrznego z tej strefy. Najczęściej stosowane instalacje, zasilane powietrzem pobieranym ze sprężarki, mają dużą bezwładność cieplną (w porównaniu z instalacją elektryczną) z powodu powolnego nagrzewania się chronionych powierzchni. Dlatego nieodzwonne jest ich wcześniejsze włączenie, jeżeli można spodziewać się oblodzenia.

Efektywność powietrznej instalacji przeciwooblodzeniowej uzależniona jest od zakresu pracy silnika. Z tego powodu przy małej efektywności jej działania może zachodzić konieczność zwiększenia zakresu pracy silnika.

W przypadku późnego włączenia instalacji przeciwooblodzeniowej może również zachodzić zjawisko topnienia lodu na ogrzewanych powierzchniach, spływania powstałej wody po ściankach kanału przepływowego silnika i ponowne jej zamarzanie w nieogrzewanej już części tego kanału.

Należy pamiętać, że włączanie instalacji przeciwooblodzeniowej powoduje jednocześnie obniżenie mocy (ciągu) silnika z powodu pobierania sprężonego (i podgrzanego) powietrza do instalacji przeciwooblodzeniowej, które wracając do kanału przepływowego podnosi temperaturę powietrza na wlocie zmniejszając jego masowe natężenie przepływu. Nieuzasadnione używanie instalacji przeciwooblodzeniowej może także w niektórych przypadkach, w zależności od stosowanych materiałów konstrukcyjnych, prowadzić do przegrzewania odladzanych elementów zmniejszając ich wytrzymałość. Na wielosilnikowych statkach powietrznych nie wolno włączać instalacji przeciwooblodzeniowej silnika, który nie pracuje.

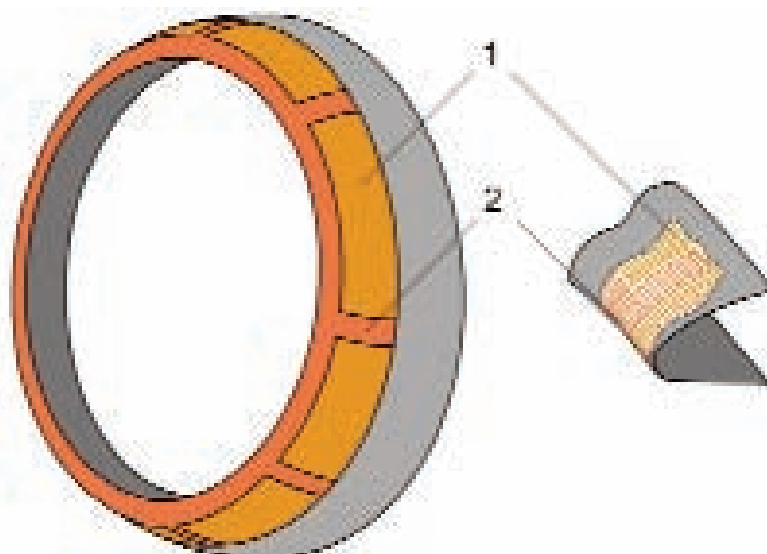
Na wielu samolotach z turbinowymi silnikami śmigłowymi, zarówno pasażerskich, jak i transportowych (np. ATR 42, ATR72, CASA C-295, SAAB 340 i in.), stosuje się pneumatyczne instalacje odladzające. Wykorzystywane są one zarówno do odladzania elementów płatowca, jak i wlotów silników (rys. 15). W przypadku zespołu napędowego zarówno krawędź wlotu, jak i wewnętrzna powierzchnia kanału wlotowego wyposażona jest w system elastycznych kanałów, do których, w przypadku wykrycia oblodzenia, cyklicznie doprowadzane jest powietrze ze sprężarki. Dla uniknięcia zasysania kawałków pokruszonego lodu, jak również kropeł deszczu do silnika, kanał wlotowy ma kształt spłaszczonej litery „S”, co powoduje, że spełnia on rolę separatora (a jednocześnie odpylacza) bezwładnościowego. W efekcie kawałki pokruszonego lodu poruszające się w kanale krzywolinowym są pod wpływem oddziaływującej na nie siły odśrodkowej usuwane z powrotem do atmosfery i nie dostają się do silnika (rys. 15a). Dla zapewnienia niezawodności działania instalacji powietrze ze sprężarki doprowadzane jest niezależnymi przewodami do naprzemiennie rozmieszczonych kanałów (rys. 15b).



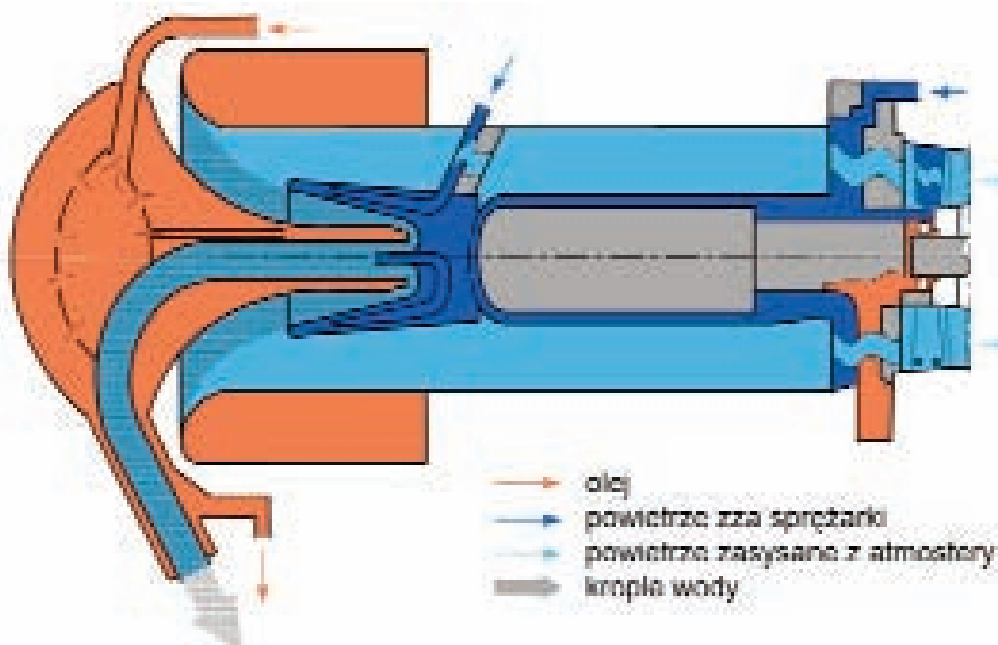
Rys. 15. Schemat zabezpieczenia przed oblodzeniem wlotu turbinowego silnika śmigłowego przy zastosowaniu bezwładnościowego odpylacza powietrza wlotowego (a) oraz instalacji pneumatycznej (b)

W czasie, gdy kanały instalacji odladzającej nie są wypełnione powietrzem ich ścianki są przysysane do ścianek wlotu (kanału wlotowego) pod wpływem odsysania z nich powietrza na zasadzie eejkcji. Zasilanie pneumatycznej instalacji odladzającej powietrzem ze sprężarki sterowane jest ręcznie lub automatycznie w zależności od temperatury otoczenia. Przykładowo, cykl pracy instalacji samolotu ATR 72 powtarzany jest co 60 sekund przy temperaturze zewnętrznej powyżej -20°C (cykl szybki) lub co 180 sekund przy temperaturze zewnętrznej niższej od -20°C [4, 5, 7]. Należy pamiętać, że w tak niskich temperaturach zagrożenie oblodzeniem jest mniejsze z powodu niewielkiej wilgotności powietrza (!).

Niektóre silniki wyposażone są w elektryczne instalacje przeciwooblodzeniowe wlotów. W takim przypadku między warstwami laminatu szklanego umieszczane są elementy grzejne, z których część po włączeniu instalacji zasilana jest w trybie ciągłym (krawędź wlotu), a część w trybie przerywanym (rys. 16).



Rys. 16. Schemat ogrzewania wlotu silnika turbinowego przy zastosowaniu elektrycznej instalacji przeciwooblodzeniowej – elementy ogrzewane w sposób ciągły (1) i przerywany (2)



Rys. 17. Schemat mieszanego ogrzewania wlotu do sprężarki turbinowego silnika śmigłowego wyposażonego w bezwładnościowy osiowoosymetryczny promieniowy odpylacz powietrza wlotowego

Pewnym i ekonomicznym sposobem ogrzewania niektórych elementów zespołu napędowego jest wykorzystanie gorącego oleju odsysanego z podpór wirników silnika oraz zaprojektowanie integralnego zbiornika oleju, którego ścianki stanowią wewnętrzne ścianki kanału wlotowego, jak np. w śmigłowcach Mi – 2, PZL W-3 Sokół (rys. 17).

W przypadku silników śmigłowcowych lub śmigłowych efektywnym środkiem zabezpieczającym przed dostawaniem się do kanału przepływowego bryłek lodu i płatów miękkiego lodu (oraz śniegu, wody, gradu itp.) są bezwładnościowe odpylacze powietrza wlotowego lub wielofunkcyjne układy dolotowe, które pracując w trybie przeciwooblodzeniowym, tzn. z włączonym ogrzewaniem, separują z powietrza wlotowego większość cząstek lodu lub kropli wody usuwając je na zewnątrz.

Niebezpieczeństwo oblodzenia elementów zespołu napędowego zachodzi również podczas uruchamiania silnika w warunkach sprzyjających oblodzeniu. Jeśli elementy silnika ogrzewane są powietrzem pobieranym ze sprężarki lub olejem, wówczas oblodzenie może nastąpić zanim ogrzewane powierzchnie osiągną niezbędną temperaturę – powietrze w sprężarce lub olej nie zdąży się nagrzać. Jest to szczególnie groźne, gdy silnik pracuje na zakresie biegu jałowego. W takich warunkach należy ograniczać czas pracy silnika na tym zakresie.

Podczas długotrwałej pracy silnika na ziemi w czasie opadów mrozącego deszczu lub we mgle lodowej, pomimo niewielkiej wodności atmosfery, lód może gromadzić się na elementach wlotowych silników turbinowych. W takich przypadkach skutecznym sposobem walki z oblodzeniem jest okresowe zwiększanie zakresu pracy silnika.

OBJAWY OBLODZENIA SILNIKÓW TURBINOWYCH I ZALECENIA DLA PILOTÓW

Z faktu, że podatność silników turbinowych na oblodzenie zależy od wielu czynników (rodzaj i budowa silnika, geometria wlotu lub kanału wlotowego, rozmieszczenie silników, czy prędkość statku powietrznego i in.) wynika, że nie można podać uniwersalnych objawów i zaleceń dla pilotów. Dla uniknięcia skutków oblodzenia należy przede wszystkim przestrzegać zaleceń zawartych w instrukcji eksploatacji danego statku powietrznego oraz znać działanie i ograniczenia jego instalacji przeciwooblodzeniowej.

Należy zdawać sobie sprawę, że producenci poszczególnych statków powietrznych nakazują włączanie instalacji przeciwooblodzeniowych silników zazwyczaj już w dodatnich temperaturach otoczenia (+10°C i niższych) przed wejściem w strefę oblodzenia, a wyłączenie w odpowiednim czasie po wyjściu z tej strefy. Zbyt późne włączenie instalacji przeciwooblodzeniowej, podobnie jak i zbyt wczesne jej wyłączenie po wyjściu ze strefy oblodzenia może spowodować zassanie oderwanego z ogrzewanych powierzchni wlotu lodu do wnętrza silnika i jego samoczynne wyłączenie. W niektórych przypadkach podają dokładniejsze warunki sprzyjające oblodzeniu silników uzależniając je od temperatury otoczenia i prędkości lotu. Podczas lotu w takich warunkach należy zwracać szczególną uwagę na symptomy wskazujące na możliwość wystąpienia oblodzenia, takie jak np. występujące przy kilkustopniowej dodatniej temperaturze otoczenia ([°C]) zamglenie, deszcz, woda na oszkleniu kabiny itp. Pojawienie się oblodzenia silnika, a także awarię lub nieefektywne działanie instalacji przeciwooblodzeniowej silnika można rozpoznać po wzroście temperatury za turbiną, zmniejszeniu prędkości obrotowej wirnika, wzroście drgań lub wystąpieniu objawów niestatecznej pracy sprężarki. W takim przypadku zaleca się możliwie szybkie wyjście ze strefy oblodzenia, a w przypadku niestatecznej pracy sprężarki lub przekroczenia granicznych wartości drgań wyłączenie silnika (w przypadku wielosilnikowych statków powietrznych).

Podczas lotu w warunkach sprzyjających oblodzeniu należy zwracać uwagę, aby zakres pracy silnika (określany na podstawie wartości stosunku ciśnienia za turbiną do ciśnienia na wlocie do sprężarki lub prędkości obrotowej wirnika) nie był niższy niż wynika to z konieczności zapewnienia odpowiedniej temperatury powietrza pobieranego ze sprężarki do instalacji przeciwooblodzeniowej. Należy także pamiętać, że włączenie cieplnej instalacji przeciwooblodzeniowej

zasilanej powietrzem pobieranym ze sprężarki wiąże się ze wzrostem temperatury przed turbiną oraz zmniejszeniem ciągu (lub mocy) silnika. Jednocześnie w niektórych przypadkach instrukcje eksploatacji zawierają górny limit prędkości obrotowej wirnika, wynikający np. z zagrożenia niestateczną pracą sprężarki, mogącej wystąpić przy uszkodzeniu jej łopatek twardymi kawałkami zassanego lodu. Objawy niestatecznej pracy sprężarki mogą być niezauważalne podczas lotu na mniejszym zakresie pracy silnika lub gdy pilot nie zmienia położenia dźwigni sterowania silnikiem, natomiast mogą wystąpić gwałtownie na wyższych zakresach pracy silnika oraz w przypadku nagłego przesunięcia tej dźwigni.

W przypadku wystąpienia niestatecznej pracy sprężarki zaleca się przesunięcie dźwigni sterowania silnikiem w położenie biegu jałowego w powietrzu, a następnie powolne zwiększanie zakresu pracy silnika do chwili pojawienia się objawów niestatecznej pracy. W przypadku wyłączenia się silnika należy przeprowadzić procedurę jego uruchamiania.

Jeżeli silnik jest wyposażony w instalację zapłonową mającą tryb pracy ciągłej, instrukcja eksploatacji zazwyczaj nakazuje jej używanie w warunkach sprzyjających oblodzeniu, podczas intensywnych opadów deszczu itp.

PODSUMOWANIE

Coraz bardziej nowoczesne sposoby zabezpieczania silników okazują się czasami być nieskuteczne w skrajnie niesprzyjających warunkach atmosferycznych. Zdarzają się warunki, w których instalacje przeciwołodziwowe nie są w stanie dostarczyć wystarczająco dużo ciepła, aby zapobiec utworzeniu się powłok lodowych na elementach wlotów silników turbinowych. W miarę rozszerzania się obszarów użytkowania statków powietrznych poznawane są nowe zjawiska, których skutków wcześniej nie przewidywano. O ile czujniki instalacji przeciwołodziwowych zwykle pozwalają w odpowiednim czasie wykryć oblodzenie płatowców, to występują duże trudności z opracowaniem skutecznych czujników ostrzegających przed oblodzeniem zespołów napędowych. Nie ma znaczenia kraj, w którym wyprodukowano statek powietrzny czy jego silnik – problem ten jednakowo dotyczy zarówno statków powietrznych produkowanych w Europie, Azji, czy w uważanych przez wielu za najbardziej zaawansowane technologicznie Stany Zjednoczone. Nie ma też znaczenia wiek samolotu czy śmigłowca – silniki wyłączają się na skutek oblodzenia zarówno w starych poradzieckich Mi-8, jak i najnowszych samolotach Airbus A340 czy Boeing 777. Jeśli silniki wyłączają się na większych wysokościach, wówczas zazwyczaj automatycznie udaje się je uruchomić, natomiast sytuacje, w których do wyłączenia się silników dochodzi na małych wysokościach, często podczas podejścia do lądowania, konsekwencje bywają poważne.

Powtórzmy raz jeszcze - trzeba pamiętać, że **oblodzenie silników turbinowych może wystąpić w temperaturach +10°C i niższych przy obecności w powietrzu wody w postaci chmur, mgły, mżawki, deszczu, śniegu czy gradu.**

Analizy wypadków i katastrof spowodowanych oblodzeniem silników pokazują, że najczęściej jednak ich przyczyną były różnego rodzaju błędy popełnione przez ludzi. Nieznajomość lub nieprzestrzeżenie instrukcji użytkowania silnika w powietrzu, nie włączona lub włączona zbyt późno instalacja przeciwołodziwowa, nieprzełączona w tryb pracy ciągłej instalacja zapłonowa, nieświadomość możliwości wystąpienia oblodzenia wlotu silnika turbinowego w dodatniej temperaturze otoczenia, nieprzekazanie informacji załodze przez służby meteorologiczne, czy mający na celu umycie śmigłowca lot poprzez strumienie wody tryskającej ze zraszaczy... Nawet najlepsze zabezpieczenia nie będą działać, jeśli załogi lub personel naziemny nie dadzą im szansy.

Zapisy w instrukcjach użytkowania w wielu przypadkach pisane były lotniczą krwią i należy ich bezwzględnie przestrzegać, ponieważ *„my, ludzie lotnictwa, w odróżnieniu od użytkowników szos i autostrad, nie mamy pobocza, na którym można spokojnie poczekać na pomoc drogową”* (prof. S. Szczeciński).

LITERATURA

- [1] *Analiza i badania związane z wypadkiem śmigłowca Mi-8P dla potrzeb KBWL MON*, Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa, 2004
- [2] **Chachurski R.**: *Analysis of aircraft powerplants icing possibility*, Journal of KONES 2007, Vol. 14, Warszawa, 2007
- [3] **Chachurski R., Drozdowski Z., Jasiński J., Kowaleczko G., Kroszczyński K., Michałowski R., Panas A., Pietrek S., Sobieraj W., Wrzesień S.**: *Oblodzenie statków powietrznych*, Wydawnictwo Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, Warszawa, 2005
- [4] **Chachurski R.**: *Oblodzenie lotniczych silników turbinowych*, załącznik do sprawozdania z realizacji pracy badawczej nr 4 T12D 016 30, WAT, Warszawa, 2009
- [5] **Chachurski R., Panas A.J., Preiskorn M.**: *Wstępne badania laboratoryjne miniaturowego turbinowego silnika odrzutowego GTM-120 do analiz oblodzeniowych*, XIII Ogólnopolska konferencja *Mechanika w lotnictwie*, Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej, Kazimierz Dolny, 2008
- [6] **Dzierżanowski P., Kordziński W., Otyś J., Szczeciński S., Wiatrek R.**: *Turbinowe silniki śmigłowe i śmigłowcowe, Napędy Lotnicze*, WKiŁ, Warszawa 1983
- [7] **Gajewski T.**, *Turbinowe Napędy Lotnicze. Podstawy teorii i eksploatacji dla pilota. Podręcznik*, DWL, Poznań, 1984
- [8] **Mason J.**: *Engine Power Loss In Ice Crystal Conditions*, Aero Quartely, 04/2007, Boeing, 2007
- [9] **McVey, Oliver, Puller, Ramani**: *Inclement Weather & Aircraft Engine Icing*, General Electric Company, GE Aviation, 2007
- [10] **Striebel E. E.**: *Zapobieganie obladzaniu silników turbinowych*, Aircraft Ice Protection Symposium, Washington, 1969
- [11] **Szczeciński S.**: *Odpylanie powietrza wlotowego*, Wojskowy Przegląd Techniczny, vol. 6/1983, Wydawnictwo MON, Warszawa

Przedstawione wyniki uzyskano w ramach pracy naukowej finansowanej ze środków na naukę w latach 2006 – 2008 jako projekt badawczy nr 4 T12D 016 30.

PRACA NIESTATECZNA SILNIKÓW TURBINOWYCH – – PRZYCZYNY POWSTAWANIA I SPOSOBY ZAPOBIEGANIA

W. Balicki, K. Kawalec, S. Szczeciński

Instytut Lotnictwa

R. Chachurski, A. Kozakiewicz

Wojskowa Akademia Techniczna

Streszczenie

W artykule opisano przyczyny i przebiegi fizyczne zjawiska w kanałach przepływowych silników oraz w samych sprężarkach promieniowych i osiowych. Sposoby wyjścia z zaistniałej już pracy niestatecznej oraz sposoby konstrukcyjne unikania możliwości pompażu. Charakterystyki współpracy sprężarki z turbiną i występujące zagrożenia.

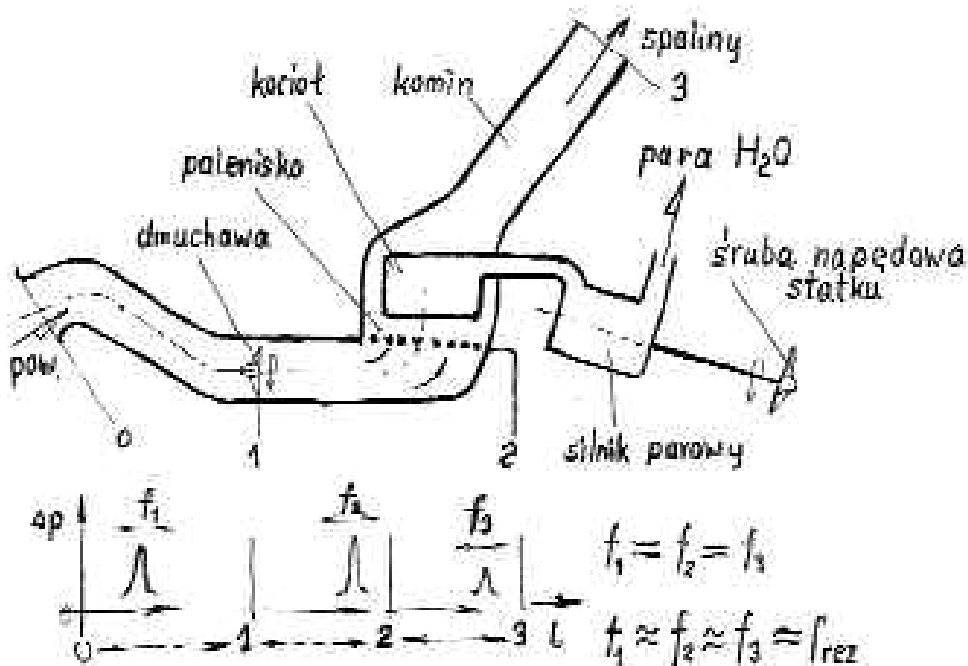
Słowa kluczowe: pompaż, nastawne kierownice, upust powietrza, wielowirnikowość sprężarki

Już na przełomie XIX/XX wieku zaobserwowano w parowych silnikach okrętowych pojawiające się dudniące odgłosy z kanałów dolotowych powietrza do palenisk, samych palenisk i komínów oraz towarzyszące im drgania okrętowych pokładów o dużych amplitudach (rys. 1). Wkrótce okazało się, że zmiana zakresu pracy maszyny parowej ogranicza to zjawisko (ale i moc siłowni), a likwiduje zmiana wysokości komina. Były to pierwsze przypadki tzw. (później) pompażu siłowni¹.

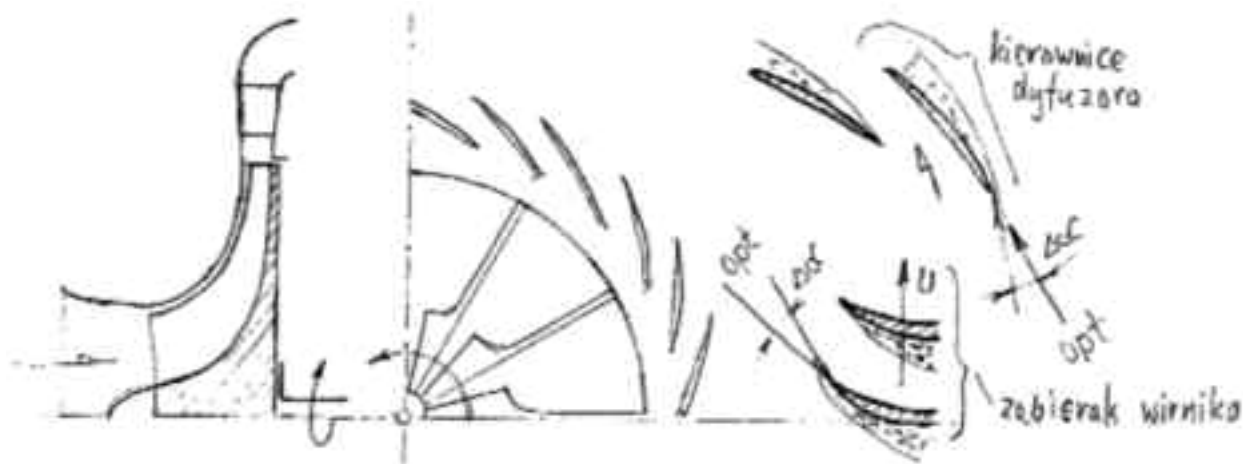
Problem pompażu turbinowych silników odrzutowych pojawił się w naszym lotnictwie wraz z przeobrażeniem go ze „śmigłowo – tłokowego” w „turbinowo – odrzutowe” i masowym wprowadzaniem samolotów MiG – 15 z silnikiem będącym kopią angielskich RR – Nene. Jedyną „praprzyczyną” tego zjawiska było oderwanie strug powietrza na łopatkach zabieraka wirnika sprężarki promieniowej lub kierownic jej dyfuzora rozwijające się w samowzbudne drgania „słupa” powietrza w kanale przepływowym silnika przeradzające się w analogiczne zjawisko do występującego dawniej w siłowniach okrętowych (rys. 2). Instrukcje dla pilotów nakazywały, w przypadku zaistnienia tego zjawiska, przejście w lot nurkowy z jednoczesnym przestawieniem silnika na bieg jałowy. Bardzo szybko zmodyfikowano kolejne wersje silników przez „esowe” ukształtowanie kierownic dyfuzora sprężarki, a w wariacie silników do napędu bombowców IŁ – 28, wprowadzono upust powietrza z za dyfuzora sprężarki (rys. 3).

Masowe wprowadzenie do lotnictwa silników odrzutowych ze sprężarkami osiowymi (większy spręż i sprawność, mniejsze gabaryty poprzeczne silników) (rys. 4) pogłębiło skłonność silników do pracy niestatecznej. Jej przyczynę stanowi skłonność do oderwań strumienia powietrza od wypukłej powierzchni piór łopatek (zwykle wirnikowych) całego lub części wieńca sprężarki w jakimś zakresie pracy silnika i warunkach lotu samolotu.

¹ takie zjawisko (w miniaturze) udało nam się zauważyć w naszej katedrze (tylko raz!) na przepływowym stanowisku badawczym gaźnika silnika samochodowego „Malucha”.



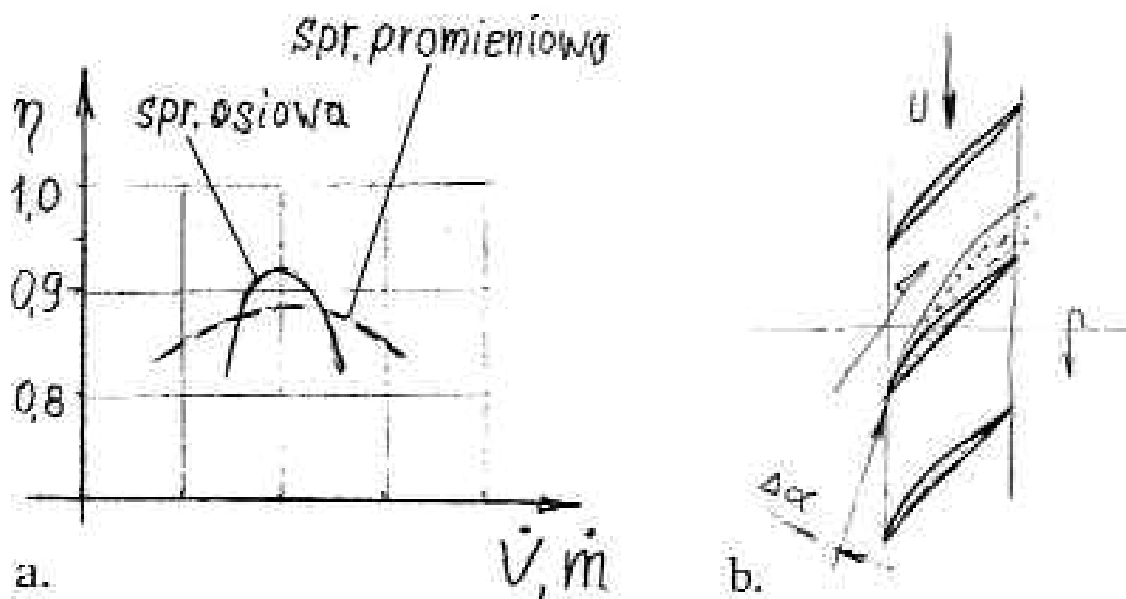
Rys. 1. Schemat parowej siłowni okrętowej z zaznaczeniem obszarów zagrożonych powstaniem samowzbudnych drgań wzdłużnych w kanałach przepływowych powietrza i spalin siłowni mogących wywołać jej pracę niestateczną (pompaż) i uszkodzenie



Rys. 2. Schemat sprężarki promieniowej z pokazaniem miejsc podatnych na oderwanie strumienia powietrza- mogące wywołać jej niestateczną pracę

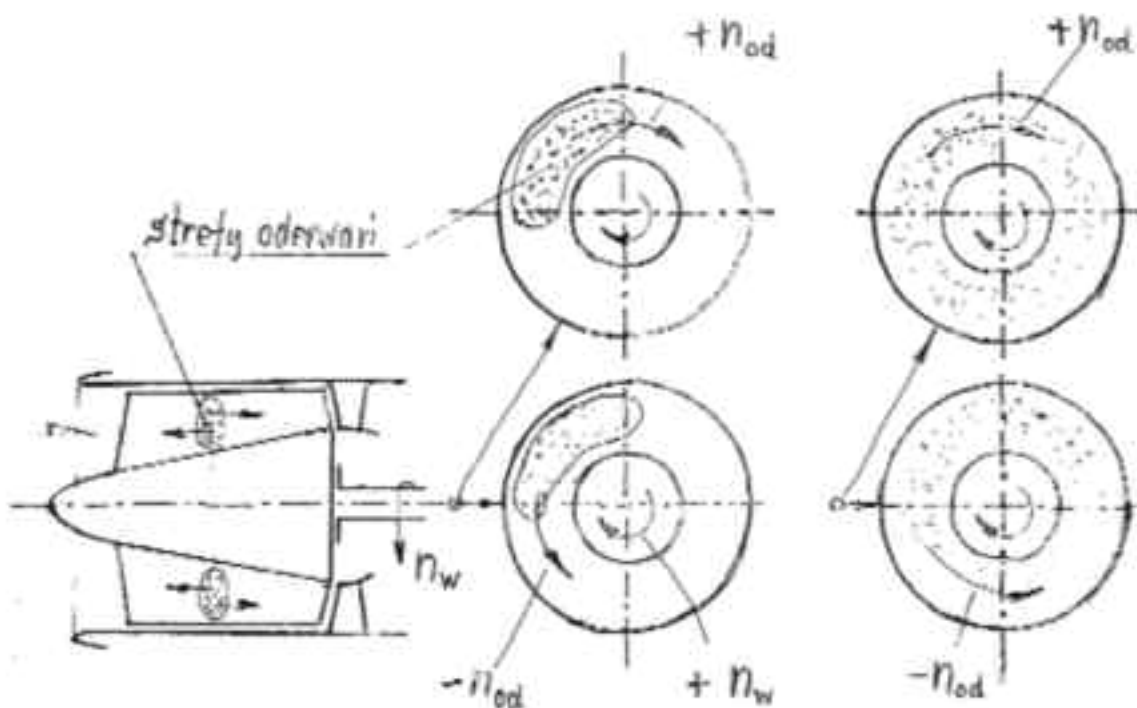


Rys. 3. Zastosowanie w sprężarce promieniowej upustu powietrza i „esowego” ukształtowania profili łopatek dyfuzora jako sposobu uniemożliwiającego wystąpienie „pompażu” silnika podczas lotu (modyfikacja radziecka silników rodziny RR-Nene)



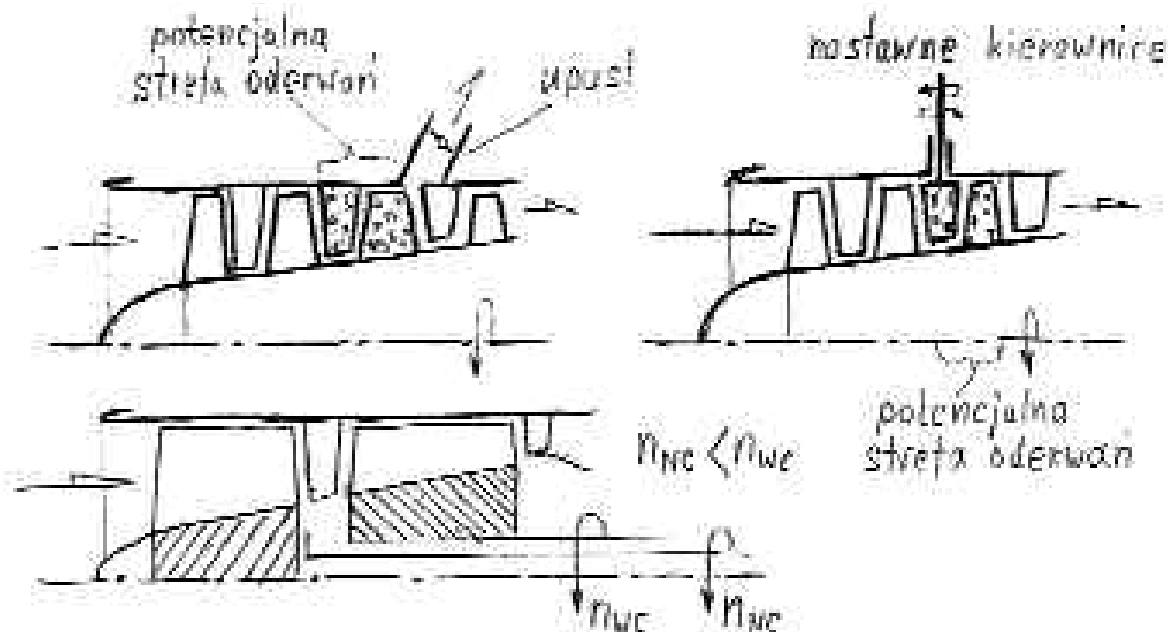
Rys. 4. (a) Porównanie charakterystyk sprawnościowych sprężarek promieniowych i osiowych; (b) Strefy oderwań strumienia powietrza na łopatkach palisad wirnikowych sprężarek osiowych

Oderwania mogą występować (co trudno przewidzieć podczas projektowania silnika) na całym obwodzie stopnia lub jego części. W każdym przypadku strefa oderwań może zajmować stałe położenie (zazwyczaj), ale i zmienne. Strefa oderwań może przemieszczać obwodowo – w kierunku zgodnym lub niezgodnym z kierunkiem obrotowym silnika, ale zazwyczaj z różnymi prędkościami. Strefy oderwań mogą się także przemieszczać cyklicznie, a od stopnia na którym powstało oderwanie, do wlotu sprężarki i do jej wylotu. Ten przypadek jest szczególnie groźny, gdyż może spowodować rezonansowe drgania w innych zespołach silnika aż do ich uszkodzenia mechanicznego lub zgaśnięcia silnika. Ten opis słowny uzupełnia graficznie rys. 5.



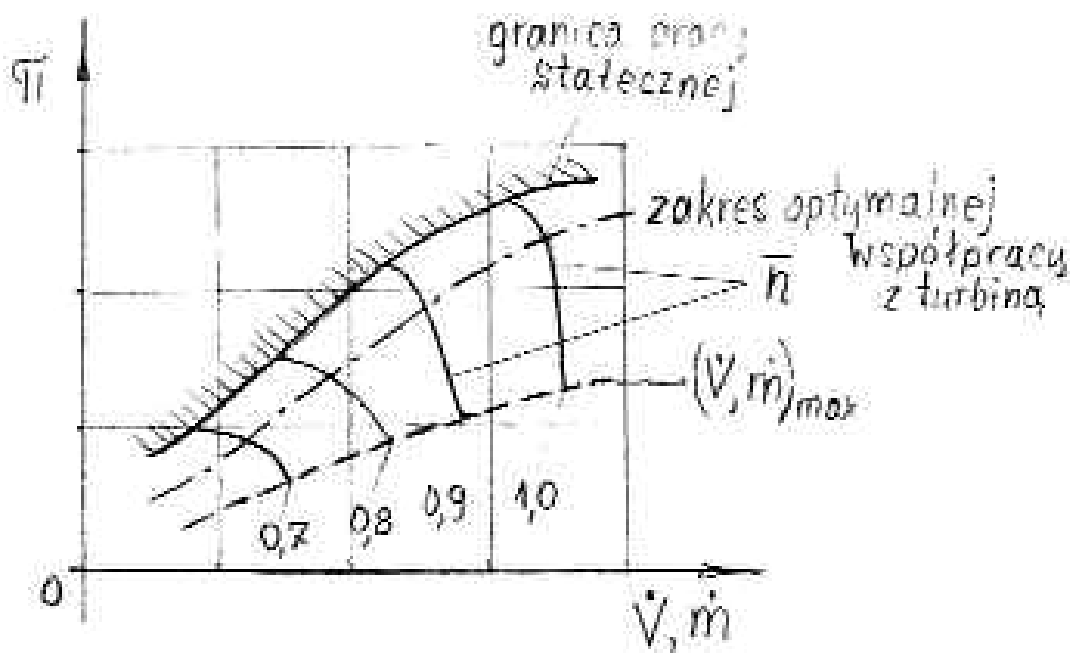
Rys. 5. Strefy występowania oderwań i ich przemieszczeń obwodowych oraz wzdłużnych w kanale przepływowym sprężarki osiowej

Dla uniknięcia tych groźnych zjawisk, dla bezpieczeństwa latania i trwałości silników stosunkowo wcześnie wymyślono kilka sposobów konstrukcyjnych ograniczenia, lub nawet wykluczenia, możliwości powstania zjawiska pracy niestatecznej sprężarki i całości silnika. Należą do nich przede wszystkim upusty powietrza za stopniem spodziewanych oderwań, nastawne wieńce kierownic przed stopniami „skłonnymi” do oderwań strumienia od łopatek wirnikowych oraz wielowirnikowe konstrukcje sprężarek. Odpowiednie schematy „idei” takich konstrukcji przedstawiono na rys. 6.



Rys. 6. Sposoby ograniczania występowania pracy niestatecznej sprężarek osiowych na drodze zastosowania upustów powietrza, nastawnych wieńców kierownic oraz dwuwirnikowości sprężarek

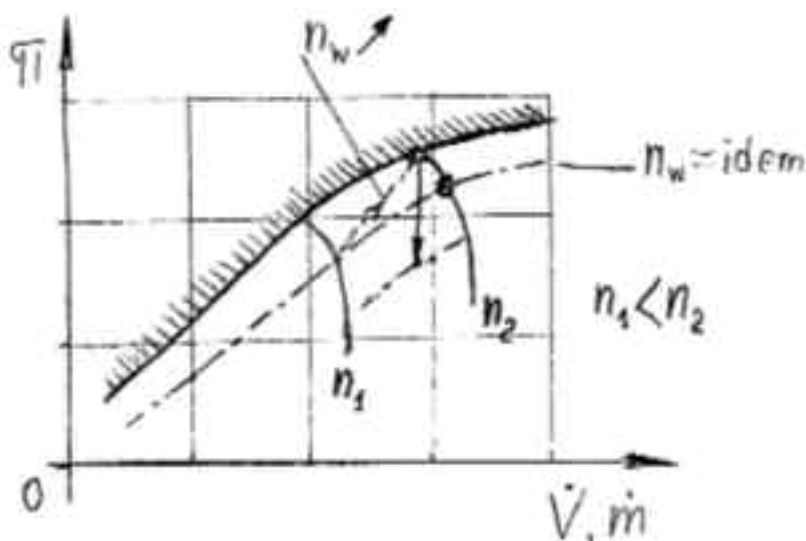
Niebezpieczeństwo skłonności sprężarek (osiowych- obecnie powszechnie stosowanych w silnikach odrzutowych) do niestatecznej pracy można przewidywać na podstawie zbudowanej charakterystyki (jak na rys. 7) podczas jej badań przepływowych.



Rys. 7. Charakterystyka sprężarki z zaznaczeniem linii współpracy z napędzającą ją turbiną oraz granica pracy statecznej. π -spręż sprężarki, \dot{V}, \dot{m} - objętościowe i masowe natężenie przepływu

Zapewnienie stabilności pracy silnika osiąga się na drodze ustalenia linii współpracy sprężarki z napędzającą ją turbiną dostatecznie oddalonej od granicy pracy statecznej sprężarki. Zachodzi tu jednak bardzo skomplikowany problem optymalizacyjny: granica pracy statecznej sprężarki niebezpiecznie się zbliża do linii współpracy z turbiną wraz ze wzrostem wysokości lotu - ale i temperatury otoczenia (gdy maleje gęstość powietrza) a przebieg linii współpracy stanowi kompromis między dopuszczalną temperaturą spalin oraz przewidywanym czasem akceleracji w różnych warunkach lotu samolotu i warunkach klimatycznych. Na rys. 8 przedstawiono jak zmienia się linia współpracy sprężarki z turbiną w warunkach przejścia (tu - akceleracji: $n \uparrow$) od prędkości obrotowej n_1 do n_2 .

Przekroczenie granicy pracy statecznej sprężarki przez linię współpracy grozi wyłączeniem się silnika- nie wykluczając uszkodzeń przeciążonych jego części. Stąd też wynikają ustalenia; w silnikach samolotów bojowych czasy przebiegu akceleracji wynoszą kilka sekund, a w silnikach samolotów transportowych- kilkadziesiąt sekund, co rzutuje na ich trwałość.



Rys. 8. Charakterystyka sprężarki z zaznaczeniem linii współpracy z turbiną podczas akceleracji i jej spadkiem po przekroczeniu granicy pracy statecznej

Z powyższego opisu wynika fakt ogromnego skomplikowania procesów współpracy sprężarki (z jej indywidualnymi cechami przepływowymi i ograniczeniami) z turbiną (także z różnymi ograniczeniami) wymagających indywidualnego zbadania i dostosowanego do potrzeb danego rodzaju lotnictwa. Jak trudne jest to zadanie dowodzi fakt wspólnego stosowania nastawności kierownic wielu stopni sprężarki (z jednoczesnością dwuwirnikowością konstrukcji i upustem powietrza), regulowanej intensywności chłodzenia kadłubów turbin oraz wykorzystywania nastawności dysz wylotowych spalin w różnych zakresach pracy - jeśli jest to silnik z dopalaczem samolotu bojowego.

LITERATURA

- [1] **Antas S.:** *Analityczna metoda wyznaczania parametrów kinematycznych strumienia wzdłuż pióra łopatki sprężającej*. Doktorat, Politechnika Rzeszowska, 1994
- [2] **Cholszewnikow K. [i inni]:** *Teoria i rasczot awiacyjnych łopatočných maszyn*, Maszynostrojenie, Moskwa 1986
- [3] **Hartog Den.:** *Mechanical vibrations*, New York, Macbraw-Hill, 1947
- [4] **Dźygadło Z. [i inni]:** *Zespoły wirnikowe silników turbinowych w: „Napędy lotnicze”*, WKiŁ, Warszawa 1982
- [5] **Eckert B.:** *Sprężarki osiowe i promieniowe*, PWT, Warszawa 1959
- [6] **Orkisz M.:** *Charakterystyki użytkowe turbinowych silników odrzutowych, a stateczność pracy sprężarki*. Wydawnictwo WOSL, Dęblin 1990

- [7] **Tuliszka E.:** *Sprężarki, dmuchawy i wentylatory*, WNT Warszawa 1969
- [8] **Szczeciński S.:** *Zjawisko pompażu w silnikach odrzutowych ze sprężarkami odśrodkowymi*, Przegląd Wojsk Lotniczych, zeszyt VIII, 1955
- [9] **Szczeciński S.:** *Niestateczna praca silnika odrzutowego i jej wpływ na konstrukcję sprężarek*, Technika Lotnicza, zeszyt 4, 1957

DRGANIA GŁÓWNYCH CZĘŚCI I ZESPOŁÓW LOTNICZYCH SILNIKÓW TURBINOWYCH – – SPOSOBY ICH ZAPOBIEGANIA

W. Balicki, S. Szczeciński

Instytut Lotnictwa

R. Chachurski, A. Kozakiewicz,

Wojskowa Akademia Techniczna

P. Głowacki

Central European Engine Services

J. Szczeciński

General Electric Poland

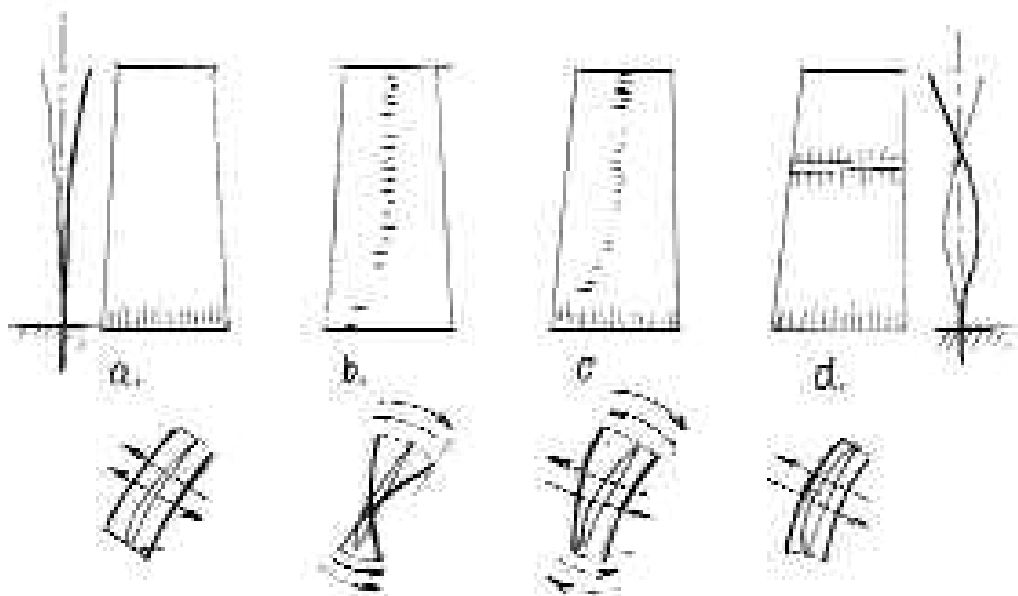
Streszczenie

Lotniczy silnik turbinowy jest źródłem zróżnicowanych częstotliwości i amplitud drgań – porównywalnych ze sporą orkiestrą wojskową. Ich przyczynę stanowi przede wszystkim strumień powietrza i spalin „przeciskający” się przez kanał przepływowy silnika „najeżony” przeszkodami w postaci palisad nieruchomych łopatek wieńców kierownic i obracającymi się wieńcami łopatek wirnikowych sprężarek i turbin. Łopatki wirnikowe poddawane są ponadto wymuszeniom drgań siłami grawitacyjnymi z częstotliwościami wynikającymi z prędkości obrotowych wirników. W całym zakresie prędkości obrotowych wirników zachodzi proces wzajemnego przyjmowania i wymuszania drgań. Zadaniem konstruktora jest wyprowadzenie częstotliwości zagrażających niebezpiecznymi amplitudami odpowiedzialnych części silnika poza zakres roboczy jego pracy, a eksploatatora – diagnosty – wyłowienie z „morza” rejestrowanych częstotliwości i amplitud drgań – części w stanie zagrażającym awarią silnika.

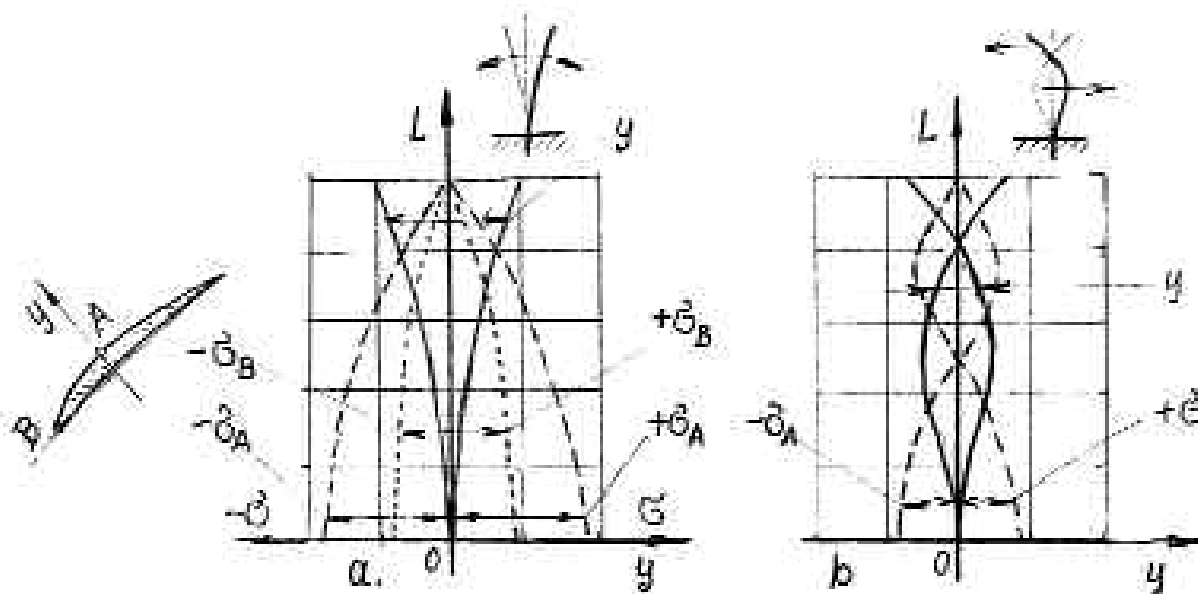
Słowa kluczowe: *częstotliwości i amplitudy drgań, drgania własne i wymuszone, rezonans drgań*

Każdy lotniczy silnik turbinowy jest urządzeniem mechanicznym o wyróżniająco skomplikowanej konstrukcji obciążonej statycznie i dynamicznie zmiennymi siłami a także nierównomiernie rozłożonymi temperaturami zależnymi od zakresu pracy silnika i warunków lotu statku powietrznego. Obciążenia części konstrukcyjnych silników turbinowych, zwłaszcza znajdujących się w ich kanałach przepływowych powietrza i spalin, silnie zależą od temperatury, ciśnienia i prędkości przepływu tych gazów. Wszelkie zmieniające się ich parametry (zwłaszcza cyklicznie) stanowią poważne zagrożenia uszkodzeń, np. łopatek kierownic i łopatek wirnikowych oraz ich nośnych tarcz, w przypadku wystąpienia drgań rezonansowych. Należy tu mieć na uwadze fakt, że przez silniki turbinowe przepływa blisko 4-o krotnie więcej powietrza niż przez silniki tłokowe o analogicznej mocy czy ciągu śmigła w porównaniu z silnikami odrzutowymi - i to przy ciśnieniu, temperaturze i prędkości także znacznie większymi. Powyższe decyduje o obciążeniu części konstrukcyjnych (ciśnienie, prędkości), temperaturą (naprężenia dopuszczalne i moduły

sprężystości materiału, co wpływa na częstotliwości drgań własnych - i ich amplitud w przypadku rezonansu z różnymi częstotliwościami. Skomplikowany kształt łopatek wirnikowych (zmienna grubość łopatek i jej „śrubowe” skręcenie wzdłuż pióra) może wywołać zróżnicowane postacie drgań: giętne, skrętne i giętno - skrętne, z których najniebezpieczniejsze są giętne o podstawowej częstotliwości (jednowęzłowe)(rys. 1, rys. 2).



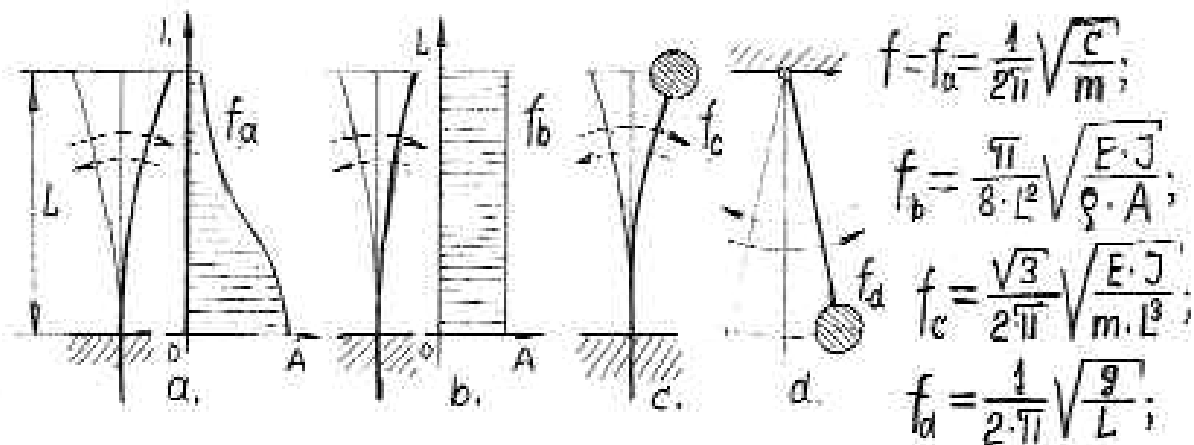
Rys. 1. Postacie drgań łopatek wirników: a – giętne, b – skrętne, c – giętno - skrętne, d – giętne łopatki z półką



Rys. 2. Kształty linii ugięcia y łopatek wirnikowych podczas drgań giętnych: a – jednowęzłowych, b – dwuwęzłowych, σ – naprężenia, odpowiednio w p. A i B na profilu łopatki

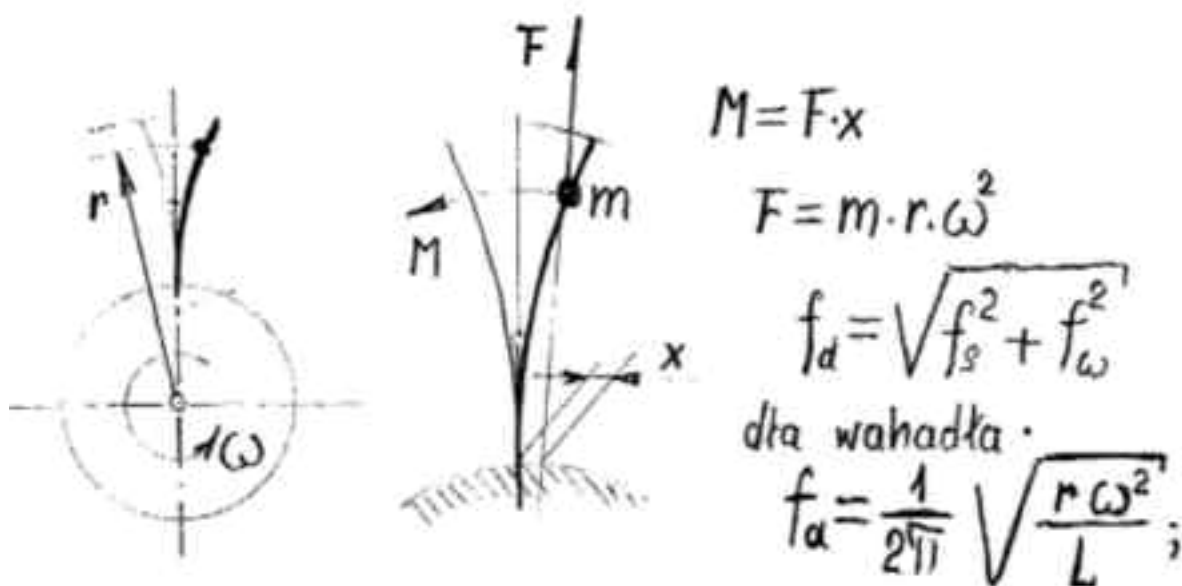
W praktyce inżynierskiej do oceny częstotliwości drgań wykorzystuje się modele obliczeniowe o różnym stopniu uproszczenia (rys. 3) - następnie weryfikowane eksperymentalnie na odpowiednim stanowisku badawczym. Przytoczono tu przypadek wahadła - łopatki wentylatora silnika AI-25 (samolotu Jak-40) są zamocowane w tarczy na pojedynczym sworzniu - umożliwiającym ruch wahadłowy pióra i radykalnie obniżającym naprężenia gnące w piórze.

Decydujące o wytrzymałości łopatek sprężarek osiowych, turbin i wentylatorów są siły odśrodkowe działające na ich masy podczas ruchu obrotowego wirnika w którym są utwierdzone.



Rys. 3. Schematy modeli obliczeniowych drgań własnych piór łopatek wirnikowych i wzorów dla warunków statycznych - $n=0$, (a) - pióro o rzeczywistym rozkładzie pól przekrojów poprzecznych, (b) - pióro o niezmiennym polu przekrojów poprzecznych, (c) - pióro nieważkie z masą skupioną na wierzchołku, (d) - pióro jako wahadło z masą m na wierzchołku, g - przyspieszenie ziemskie

Przyspieszenia na promieniach wierzchołków łopatek osiągają wartości (300...600) tys. m/s^2 i działają usztywniająco na pióra łopatek - co powoduje, że ich częstotliwości drgań własnych są znacząco zależne od bieżącej prędkości obrotowej wirników (rys. 4). Podobny efekt wzrostu częstotliwości występuje w łopatkach mocowanych do wieńca wirnika na zamku jednoszorstkowym (jak wahadło).

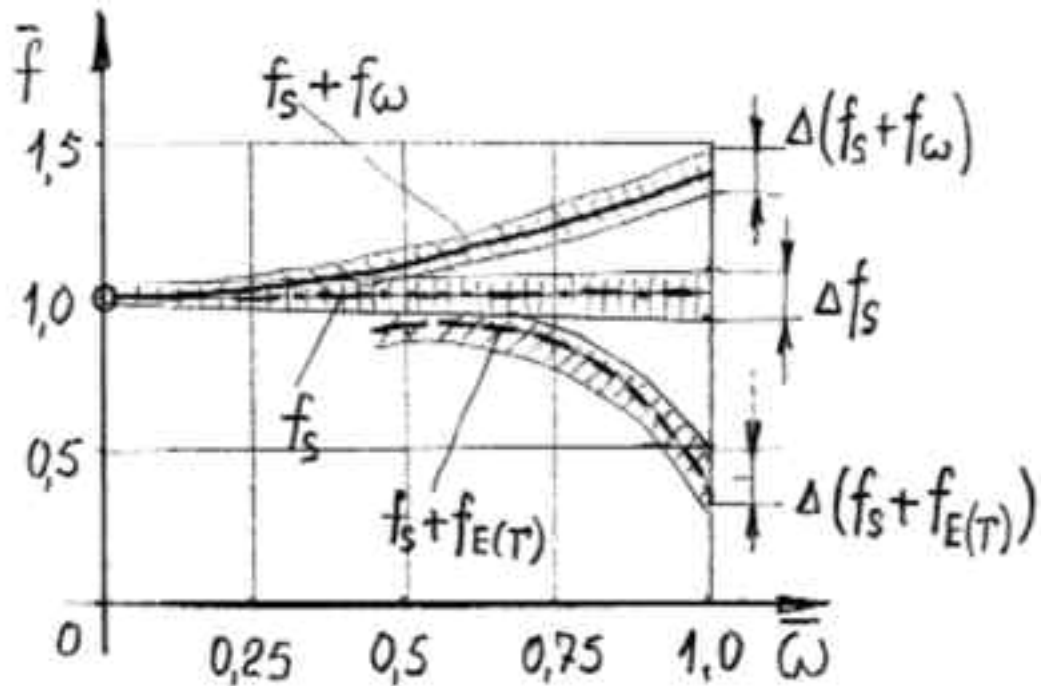


Rys. 4. Schemat wirującej łopatki oraz usztywniającego ją momentu M od sił odśrodkowych F działających na wydzieloną masę m ugiętego podczas drgań pióra

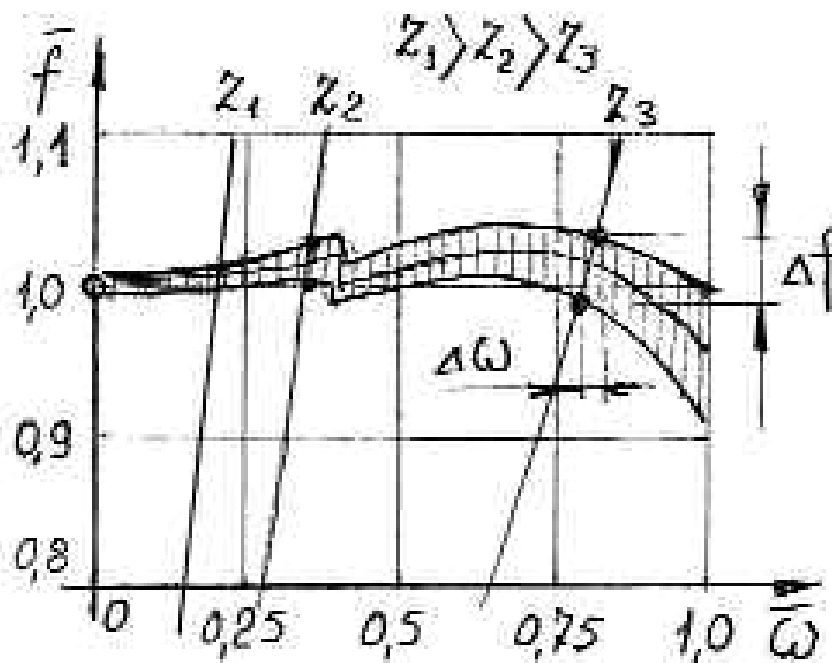
Drugim znaczącym czynnikiem wpływającym na sztywność piór łopatek (zwłaszcza turbiniowych i stopni wylotowych sprężarek osiowych) są wysokie temperatury podczas pracy silników w zakresie ich maksymalnych osiągnięć. Dzieje się tak wówczas, gdy temperatury materiału łopatek osiągają wartości w których zaznacza się wyraźnie spadek modułu E sprężystości podłużnej - a więc i obniżenie sztywności piór i ich częstotliwości drgań własnych, co uwidoczniono na rys. 5 oraz na rys. 6.

Zaznaczono również obszary i granice zmian częstotliwości występujących w wieńcach łopatek wirnikowych wynikających z tolerancji wymiarowej wykonania łopatek, a także tolerancji nastaw regulatorów prędkości obrotowej wirnika i temperatury spalin, intensywności

chłodzenia części i zespołów silnika - zależnych także od prędkości i wysokości lotu oraz ... od wielu innych czynników.



Rys. 5. Zależności częstotliwości drgań własnych f_s piór łopatek wirnikowych w warunkach $\omega=0$ oraz z uwzględnieniem usztywniającego działania sił odśrodkowych f_ω i częstotliwości $f_{E(T)}$ uwzględniając zmiany modułu E od temperatury T łopatki oraz tolerancji wykonawstwa łopatek i ich temperatury

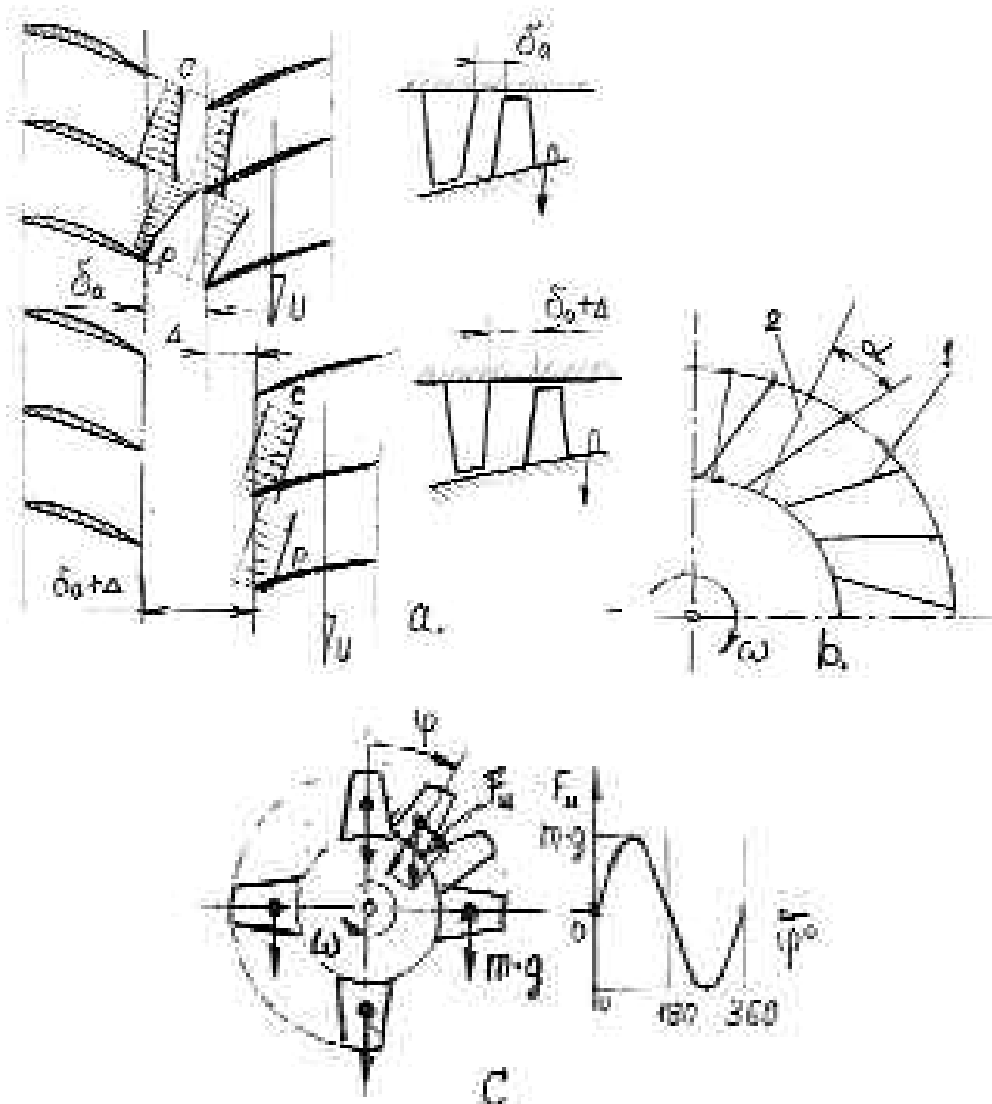


Rys. 6. Zależności zakresów częstotliwości drgań własnych piór łopatek wirników oraz drgań wymuszających, Δf - zakres częstotliwości drgań własnych, $\Delta \omega$ - zakres prędkości wirników, w których możliwe jest występowanie drgań rezonansowych

Zagrożenie uszkodzenia łopatek skutkiem drgań o dużych amplitudach, przekraczających możliwości tłumienia wewnętrznego i w zamkach łopatek, występuje w przypadku rezonansu drgań z częstotliwościami podstawowymi lub ich krotnościami.

Strumień przepływający przez silnik powietrza i spalin jest podzielony przez palisady kierownic poprzedzających analizowany stopień wirnikowy. Profile aerodynamiczne kierownic swym kształtem powodują, że wypływający gaz z gardzieli międzyłopatkowej (rys.7) ma większą prędkość i mniejsze ciśnienie w pobliżu wypukłej powierzchni profilu niż przy jego wklęsłej powierzchni. Stanowi to przyczynę wymuszenia drgań w łopatkach wirnikowych „przecinających” ten strumień poprzecznie. Powyższe spowodowało konieczność „wymyślenia” i zastosowania w praktyce sposobów konstrukcyjnych ograniczających amplitudy sił wymuszających drgania. Szansą zmniejszenia różnicowania ciśnienia i prędkości strumienia napływającego na palisadę łopatek wirnikowych jest oddalenie krawędzi spływu kierownic od krawędzi natarcia profili łopatek wirnikowych i zwiększenie podziałki obwodowej kierownic. Natomiast (już w silnikach RR Derwent i RR Nene) krawędzie spływu kierownic turbin „ustawiano” z odchyleniem kątowym od promieniowego (rys.7.b.) co mogłoby dać efekt równie korzystny w przypadku sprężarek.

Bez szansy likwidacji wymuszania drgań giętnych łopatek sprężarek i turbin pozostaje pole przyspieszeń grawitacyjnych (rys.7.c.) potęgowane podczas lotu samolotu po torach krzywoliniowych- np. podczas wyrwania z lotu nurkowego. Pełny cykl zmian sił gnących łopateki zawiera się w każdym pełnym obrocie wirnika, co oznacza zależność proporcjonalną częstotliwości wymuszania drgań od prędkości obrotowej wirnika.

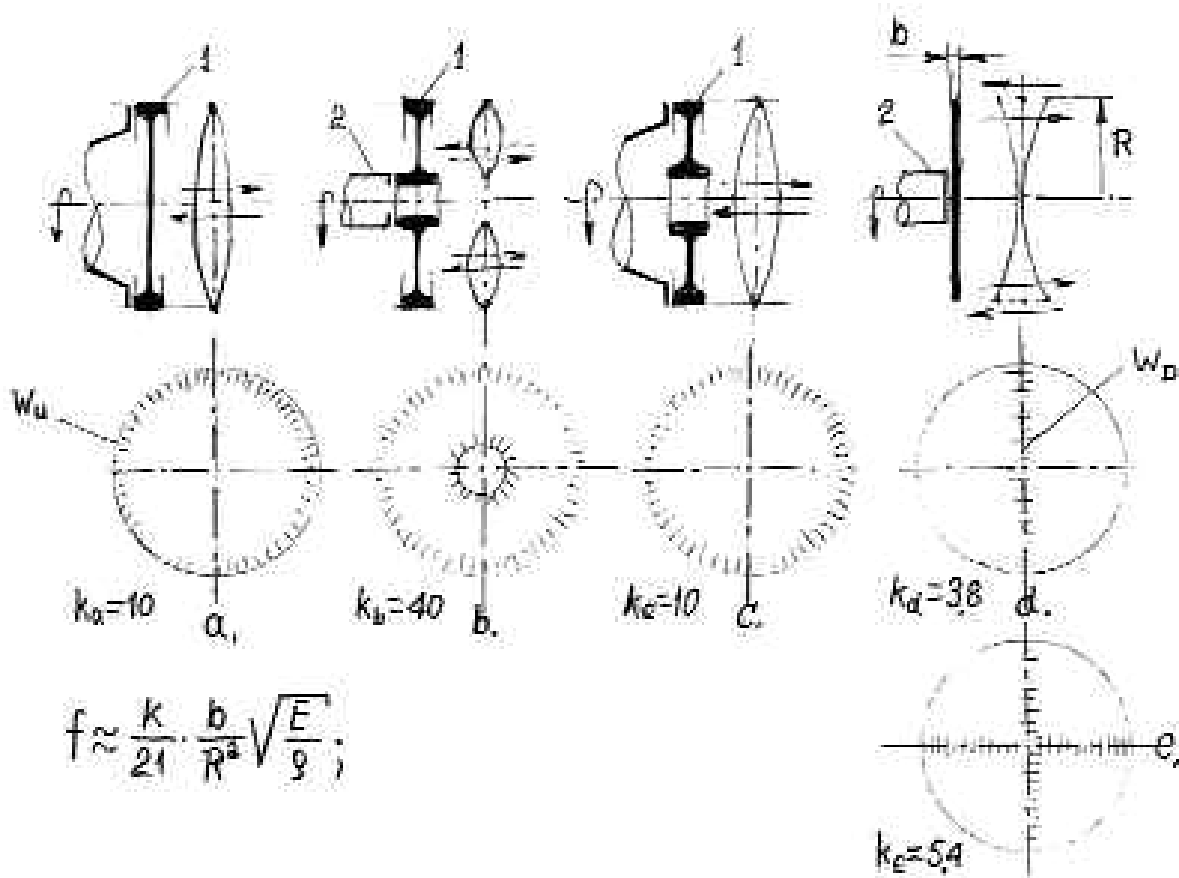


Rys. 7. Źródła wymuszeń drgań i sposób ograniczania ich intensywności: (a) optymalizacja luzu wzdłużnego między wieńcem kierownic, a wieńcem łopatek wirników, (b) skośnym ustawieniem α krawędzi spływu 1 kierownic względem położenia krawędzi natarcia 2 łopatek wirników, (c) naturalnym działaniem zginającym pióra łopatek wirnikowych siłami grawitacji

Zmniejszenie wymuszających drgania sił grawitacyjnych możliwe jest tylko na drodze zmniejszenia masy piór łopatek, co w przypadku sprężarek można uzyskać poprzez zastosowanie lżejszych materiałów; zastępując stal - stopem tytanu, czy tytan stopem aluminium lub materiałem kompozytowym. W turbinach pozostaje zastosowanie łopatek „powłokowych” z dodatkowym zyskiem w postaci chłodzenia ich piór. We wszystkich przypadkach mniej efektywnym sposobem jest takie kształtowanie zmienności pól przekrojów poprzecznych piór - aby ich środki masy zbliżyć do zamków łopatek.

Tarcze nośne stopni wirnikowych sprężarek osiowych i turbin współczesnych silników śmigłowych dużych mocy i odrzutowych dwuprzepływowych dużych ciągów - zwłaszcza wentylatorowych stanowią konstrukcje o kształcie będącym wynikiem optymalizacji masy i wytrzymałości. Są to cienkościennie tarcze usztywnione względnie masywnymi wieńcami i piastami - w strefie centralnych otworów.

Z tych powodów można przewidywać miejsca usytuowania linii węzłów drgań. Mogą to być linie obwodowe na wieńcach tarcz i (ewentualnie na ich piastach) a w tarczach z mało sztywnymi wieńcami - linie średnicowe (jedna, dwie lub trzy). Na ogół węzłowe linie wieńcowe występują w miejscach obwodowych połączeń tarczy z zespołem wirnikowym, a miejsca położenia średnic węzłowych przebiegają wzdłuż promieni przechodzących przez oś śruby łączącej tarczę z wałem lub bębniem wirnika. W dostępnej literaturze silnikowej można spotkać przytoczane wzory obliczeniowe częstotliwości drgań oraz ich postaci. Jeden z nich przytoczono na rys. 8. Z opisu wynika, że zbudowano go dla bardzo uproszczonego modelu: cienkościenna tarcza o jednakowej temperaturze, bez wieńca łopatek, utwierdzona wzdłuż linii węzłowych drgań. Postać wzoru zawiera jednak dane pozwalające ocenić wpływ czynników geometrycznych (R , b) oraz fizycznych (ρ , E) na częstotliwość drgań.



Rys. 8. Postacie drgań tarcz nośnych wirników: (a),(c) - tarcze ze sztywnymi i utwierdzonymi wzdłużnie wieńcami, (b),(d),(e) - tarcze z utwierdzonymi wzdłużnie piastami, 1 - sztywny wieńiec, 2 - sztywna piasta, W_u - obwodowy węzeł drgań, W_D - średnicowy węzeł drgań, E - moduł sprężystości podłużnej, ρ - gęstość materiału, k - współczynnik zależny od postaci drgań

Przyczynę wymuszeń drgań obwodowych tarcz nośnych, ale także i wieńców łopatek kierownic i łopatek wirnikowych stanowić może przede wszystkim pulsujący proces spalania w głównych komorach lub dopalaczu silnika, ale także niestateczna jego praca. Natomiast wymuszenie drgań, z węzłem w postaci średnicy tarczy, może stanowić niejednakowy rozkład wzdłuż obwodu ciśnień w kanale przepływowym silnika (np. w wyniku niestatecznej pracy sprężarki), a w turbinie – niejednakowy obwodowy rozkład temperatury spalin przed turbiną. W każdym przypadku opisanym wyżej „praprzyczyną” mogą być także drgania innych części silnika lub jego zawieszenia. Współczesna wiedza i zrealizowane w jej ramach obliczenia konkretnej konstrukcji jedynie wspomagają wytyczenie granic niezbędnych badań ekstremalnych i ewentualnie – koniecznych ingerencji konstruktorskich.

LITERATURA

- [1] **Dźygadło Z., Łyżwiński M., Otyś J., Szczeciński S., Wiatrek R.:** *Napędy lotnicze. Zespoły wirnikowe silników turbinowych.* WKiŁ, Warszawa, 1982.
- [2] **Godzimirski J.:** *Lotnicze materiały konstrukcyjne.* WAT, Warszawa 2008.
- [3] **Nowotarski I.:** *Obliczenia statyczne i dynamiczne turbinowych silników lotniczych metodą elementów skończonych.* Instytut Lotnictwa, Warszawa, 2001.
- [4] **Perkowski W.:** *Analiza dynamiki wału pracującego w warunkach nadkrytycznych do napędu śmigła ogonowego ultralekkiego śmigłowca.* Rozprawa doktorska, WAT, Warszawa, 2001.
- [5] **Szczeciński S.:** *Dwuwirnikowe i dwuprzepływowe lotnicze silniki turbinowe.* WKiŁ, Warszawa, 1971.
- [6] **Тимошенко С.:** *Теория колебаний в инженерном деле.* Госиздателъ, Москва, 1959.

DYSZE WYLOTOWE, DOPALACZE, WEKTOROWANIE I ODWRACANIE CIĄGU

R. Chachurski

Wojskowa Akademia Techniczna

J. Szczeciński

General Electric Poland

S. Szczeciński

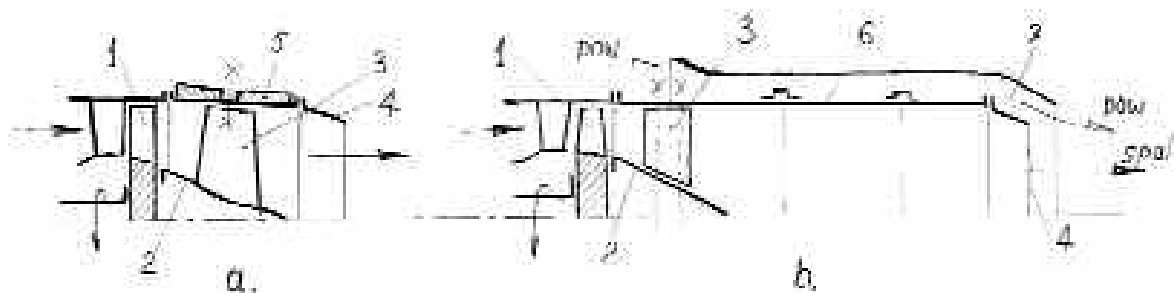
Instytut Lotnictwa

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.

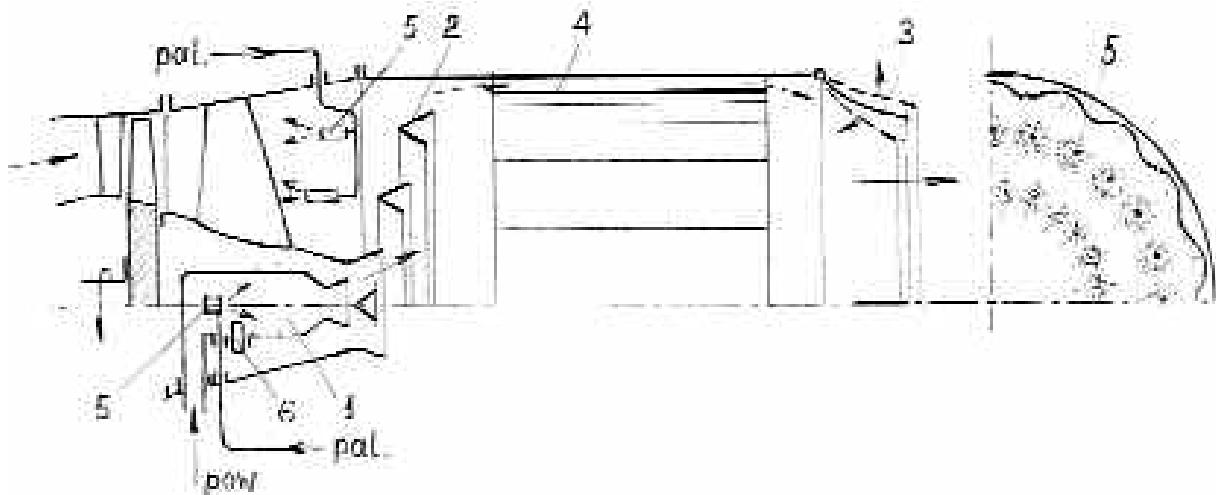
Słowa kluczowe: ejektor, wektorowanie ciągu, dopalacz, odwracacz ciągu, nastawna dysza

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.

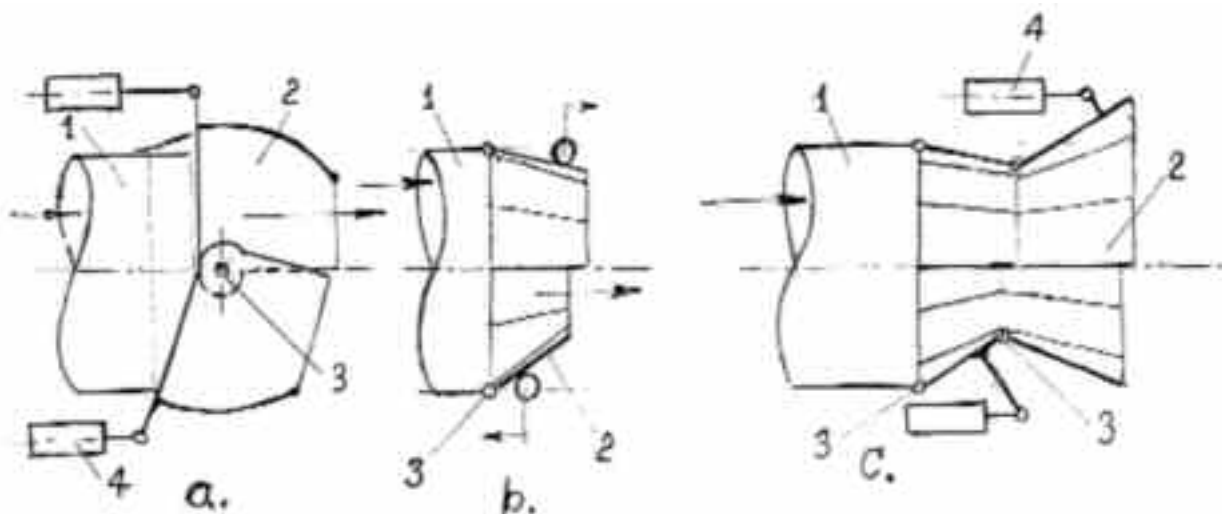


Rys. 1. Schemat układów wylotowych (a) silnika w gondoli skrzydłowej, (b) silnika wewnątrz kadłuba samolotu; 1- turbina, 2- stożek zaturlinowy, 3 - żebro, 4 - dysza, 5 - izolacja termiczna, 6 - rura kanału wylotowego, 7 - ejektor

„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

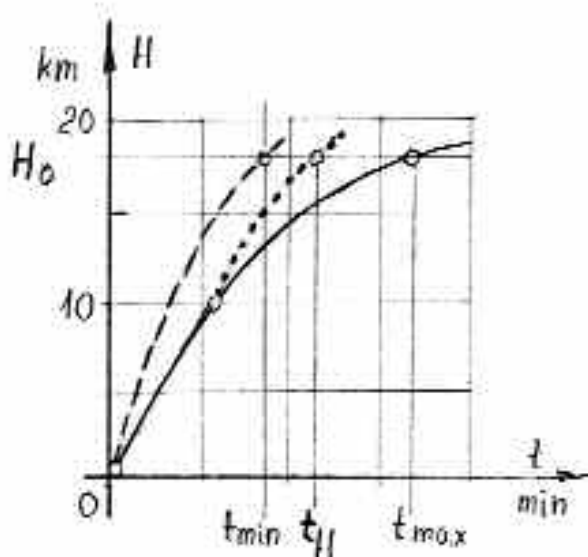


Rys. 3. Schematy nastawnych dysz wylotowych (a) - dwuklapowa, (b) - wieloklapowa zbieżna, (c) - wieloklapowa zbieżno - rozbieżna; 1 - rura kanału wylotowego spalin, 2 - klapa dyszy, 3 - przegub klapy, 4 - siłownik (hydrauliczny lub pneumatyczny)

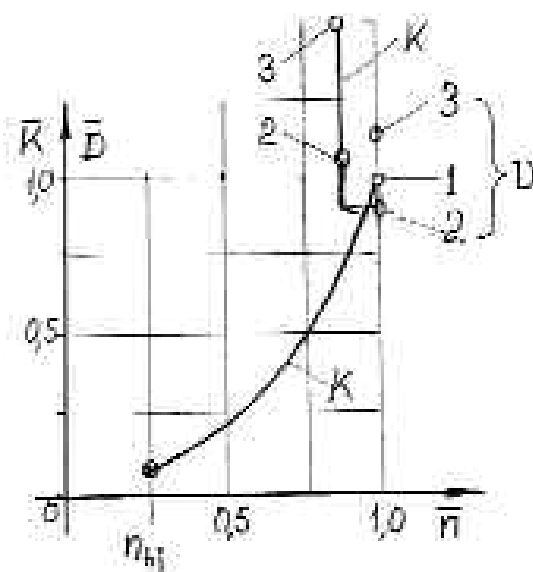
Liczba wtryskiwaczy, ich rozmieszczenie w dopalaczu powinny zapewniać równomierność rozkładu mieszanki palnej w przekroju poprzecznym i jej spalanie przed wylotem z dyszy silnika. Stąd wynika, że kierunek wypływu paliwa z wtryskiwaczy z zasady jest w „przeciwprądzie” względem przepływu spalin oraz dopalacze 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)



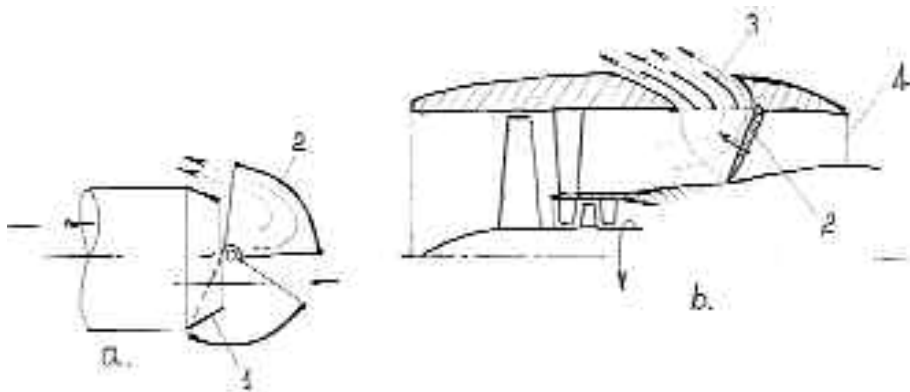
Rys. 4. Wpływ dopalania na czas (t_{min} , t_H , t_{max}) osiągnięcia docelowej wysokości H_0 lotu samolotu



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.

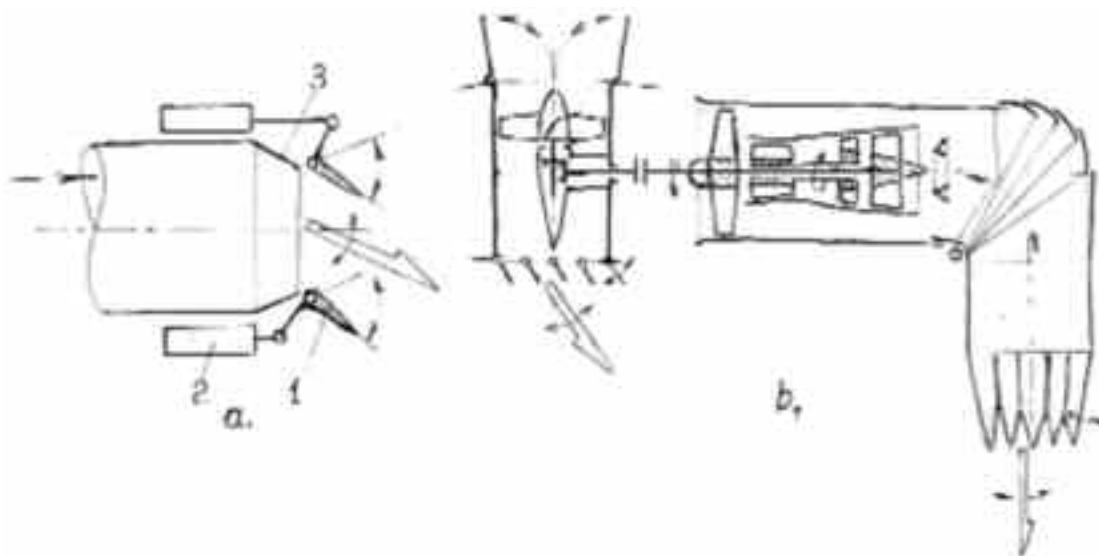
Wykorzystywanie „starych” lotnisk z ciągle wydłużanymi pasami startowymi dla potrzeb coraz większych samolotów pasażerskich i transportowych dalekiego zasięgu, wymusza poszukiwanie coraz skuteczniejszych sposobów ograniczania dobiegu samolotów po ich przyziemieniu. Stosowanie w lotnictwie bojowym hamujące 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

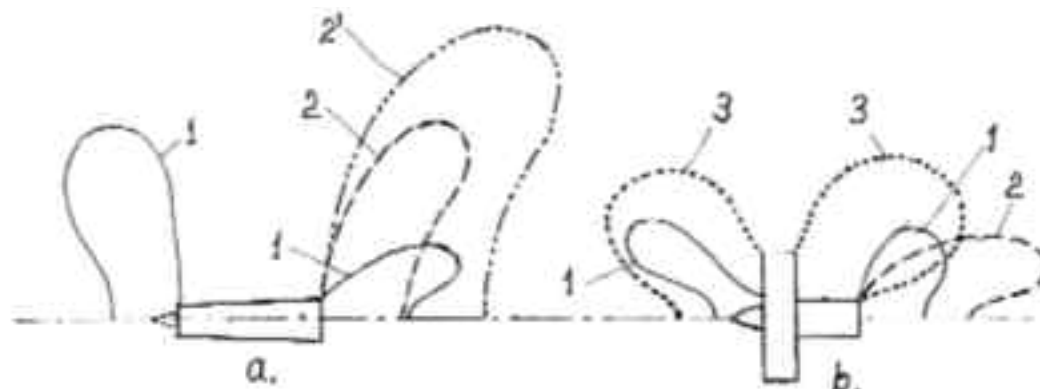
W silnikach jednoprzepływowych czy dwuprzepływowych o małym stosunku natężeń przepływu w kanałach jest rozpowszechnione zawracanie całego strumienia gazów przepływających przez silnik. Natomiast w wentylatorowych silnikach stosuje się zawracanie wyłącznie strumienia z zewnętrznego kanału przepływowego. 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.



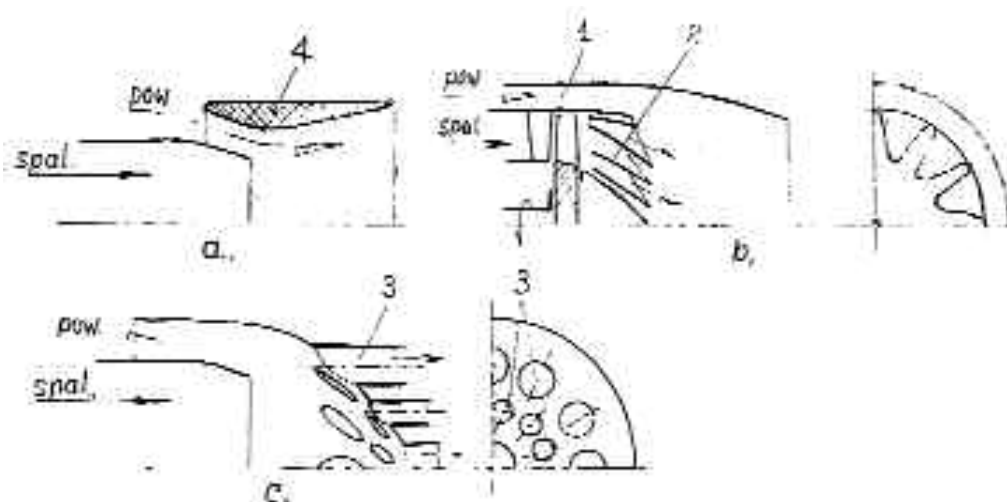
Rys. 7. Schematy sterowania wektorem ciągu: (a) – jednopłaszczyznowego, (b) – przestrzennego. 1 – nastawna kierownica strumienia spalin, 2 – siłownik, 3 – dysza wylotowa

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 jednoprzepływowego, (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

LUZY WIERZCHOŁKOWE TURBIN SILNIKÓW LOTNICZYCH

A. Rowiński, S. Szczeciński

Instytut Lotnictwa

R. Chachurski, A. Kozakiewicz

Wojskowa Akademia Techniczna

P. Głowacki

Central European Engine Services

J. Szczeciński

General Electric Poland

Streszczenie

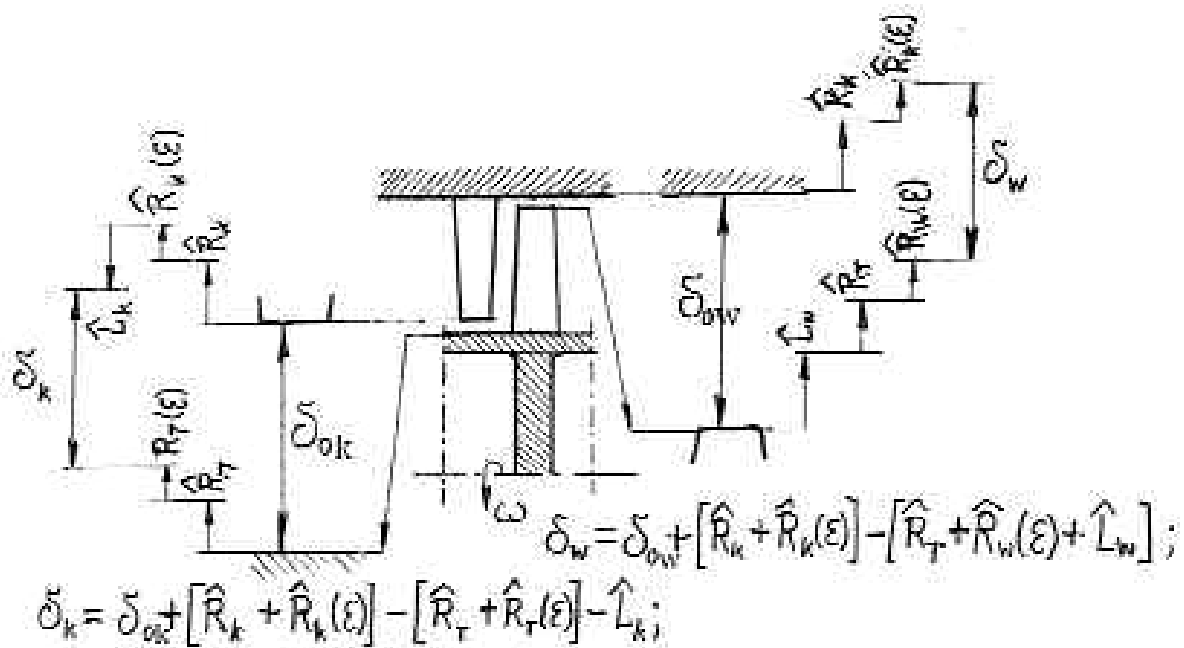
W artykule przedstawiono fizyczny obraz przyczyn zmienności luzów wierzchołkowych łopatek wirnikowych względem nieruchomych ścian kadłubów w zależności od zakresów pracy silnika i warunków lotu samolotu. Obciążenia wpływające na przemieszczenia promieniowe wieńców tarcz nośnych i łopatek wirnikowych oraz ścian kadłubów zilustrowano odpowiednimi szkicami o wartościach liczbowych uzyskanych z obliczeń uproszczonego modelu obliczeniowego. Wskazano sposoby konstrukcyjne minimalizacji luzów zapewniających jednocześnie bezpieczne użytkowanie silników.

Słowa kluczowe: turbina, pełzanie metali, luz wierzchołkowy

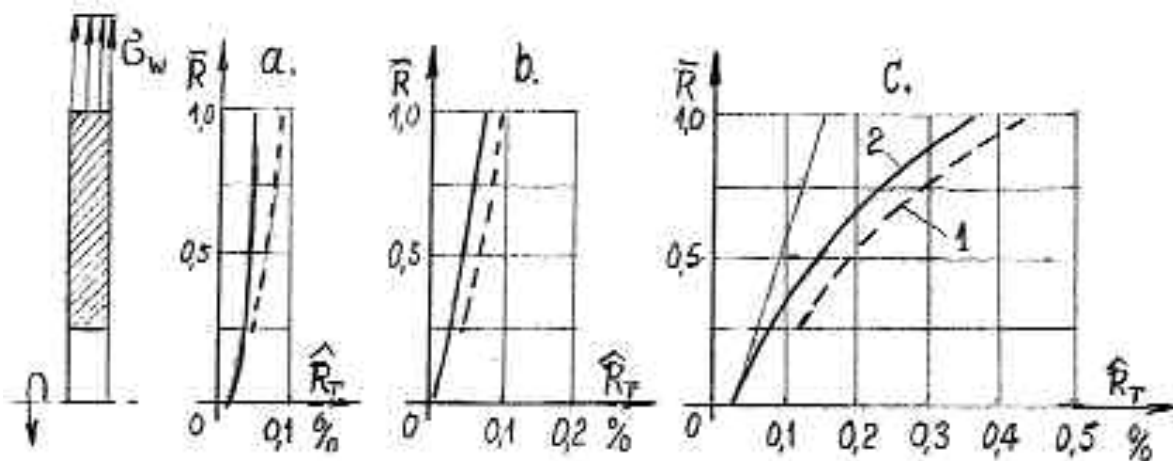
Problem doboru luzów między wierzchołkami łopatek turbin i sprężarek osiowych, a ich nieruchomymi ścianami kadłubów, a także wierzchołków kierownic a wirnikami jest bardzo skomplikowany. Musi on uwzględniać promieniową odkształcalność sprężystą i cieplną wszystkich części tych węzłów konstrukcyjnych dążąc do bezpiecznej minimalizacji luzu – we wszystkich przewidywanych warunkach pracy silnika i lotu samolotu oraz liczby przepracowanych godzin i cykli zmęczeniowych. Na eksploatacyjne zmniejszanie luzów wierzchołkowych mają także wpływ zużywanie się łożysk oraz ugięcia podatnych podpór i wałów wirnikowych. Dążność do minimalizacji luzów wierzchołkowych zwłaszcza turbin, pozwala osiągać większą sprawność tych węzłów – minimalizując eksploatacyjne zużycie paliwa.

Na bieżące wartości luzów wierzchołkowych łopatek wirnikowych δ_w oraz kierownic δ_k (rys.1) składają się promieniowe przemieszczenia wynikające z odkształceń sprężystych i cieplnych części wirnika, jego tarczy nośnej R_1 i łopatki wirnikowej \bar{r}_w oraz ściany kadłuba \bar{R}_k . Wartości tych przemieszczeń zależą przede wszystkim od zakresu pracy silnika (jego prędkości obrotowej ω) ale i od warunków lotu samolotu (V, H). W turbinach znaczący wpływ na zmniejszanie luzów wierzchołkowych mają odkształcenia trwałe $\bar{R}(s)$ wynikające z pełzania użytych materiałów. Podjęcie zadania doboru luzu między wierzchołkami łopatek wirnikowych turbiny a nieruchomą ścianą jej kadłuba wymaga przeprowadzenia oceny obliczeniowej

odkształceń promieniowych części składowych wirnika uwzględniających oddzielnie wpływy specyfiki konstrukcji i sposobów chłodzenia.



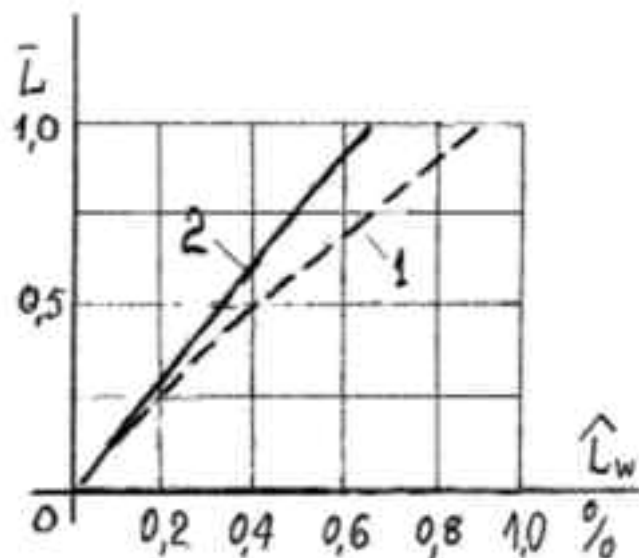
Rys. 1. Schemat stopnia zespołu wirnikowego i kadłuba z zaznaczeniem składowych przemieszczeń promieniowych części wirnikowych i ściany kadłuba oraz luzów wierzchołkowych



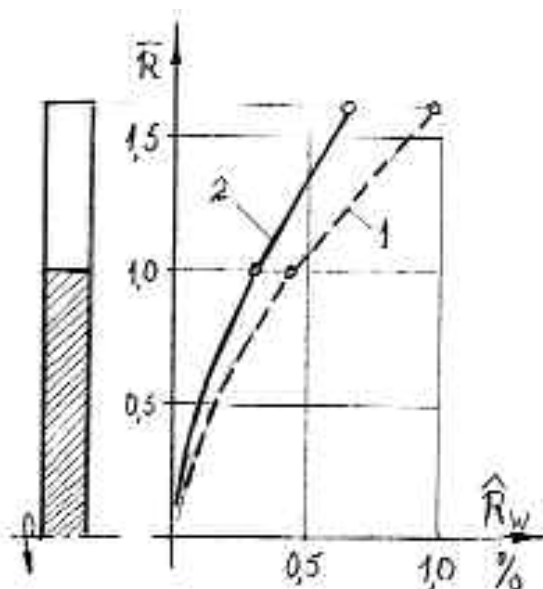
Rys. 2. Zależność przemieszczeń promieniowych tarczy nośnej wirnika turbiny od: (a) - sił masowych samej tarczy, (b) - obciążenia wieńcowego, (c) - nagrzania tarczy, 1 - z łopatkami niechłodzonymi, 2 - łopatkami chłodzonymi.

Z przytoczonych na rys. 2 wykresów (dla uproszczonego modelu obliczeniowego) wynika sensowność zastosowania chłodzenia łopatek - gdyż największe odkształcenia tarcz nośnych wirników turbin spowodowane jest ich nagrzaniem, a chłodzone łopatki ograniczają dopływ ciepła do tarcz. Ponadto powłokowe pióra łopatek są lżejsze i w mniejszym stopniu obciążają tarcze. Na rys. 3 porównano odkształcenia wzdłużne łopatek chłodzonych i niechłodzonych, a na rys. 4 - przemieszczenia promieniowe tarcz i łopatek pod działaniem sumarycznych obciążeń.

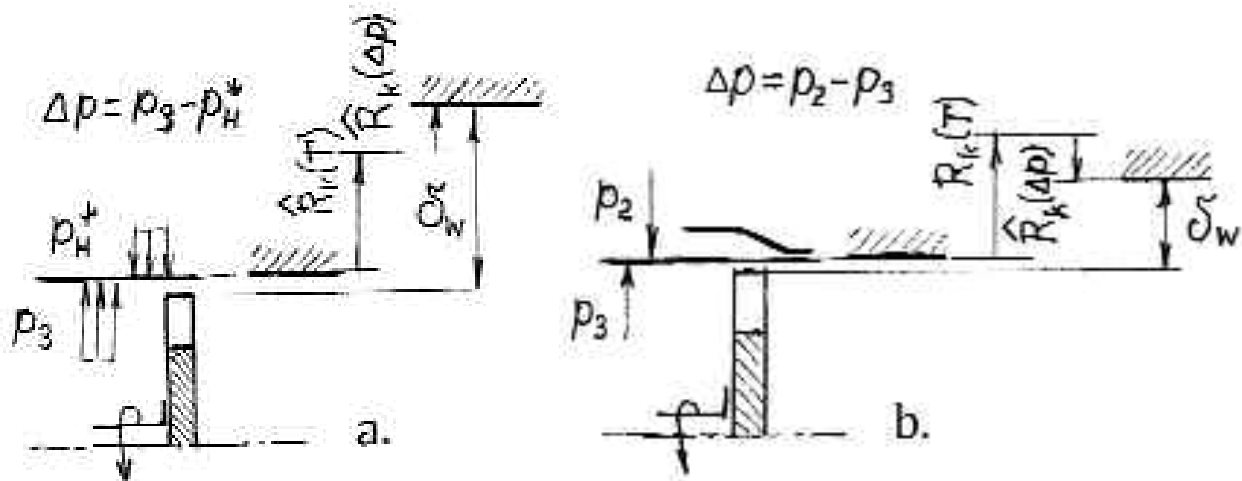
Przemieszczenia promieniowe ścian kadłubów są uzależnione nie tylko od ich temperatury ale i od różnicy ciśnień działających na ich powierzchni (różnica ciśnienia spalin na stopniu turbiny jest 2...5 razy większa niż różnica ciśnienia na stopniu sprężarki silnika). Ciśnienia działające od wnętrza kanału przepływowego zależą od zakresu pracy silnika ale i od warunków lotu (V, H), natomiast od zewnątrz może zależeć od tych samych przyczyn lub tylko od warunków lotu - co wyjaśniają przykłady na rys. 5.



Rys. 3. Zależność przemieszczeń promieniowych piór łopatki wirnikowej
1- niechłodzonej, 2- chłodzonej

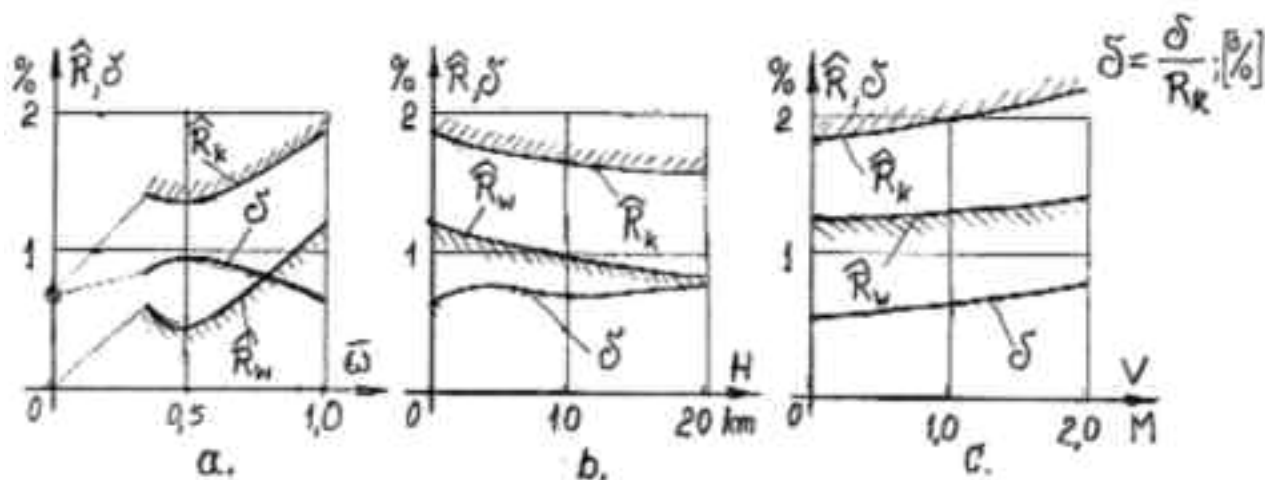


Rys. 4. Sumaryczne przemieszczenia promieniowe stopnia wirnikowego turbiny
1- łopatki niechłodzone, 2 - łopatki chłodzone



Rys. 5. Schemat przemieszczeń promieniowych ściany kadłuba stopnia turbiny
(a) - o ciśnieniu zewnętrznym jak w kanale płotowca, (b) - o ciśnieniu jak za sprężarką silnika

Powyższe uwarunkowania narzucają konieczność przeprowadzenia analizy wpływu zakresu pracy silników ω oraz prędkości V i wysokości H lotu na przebieg zmian przemieszczeń promieniowych ścian kadłubów i wierzchołków łopatek oraz luzów wierzchołkowych. Na rys.6 zilustrowano te zależności wynikami obliczeniowymi uproszczonego modelu turbiny silnika odrzutowego samolotu bojowego.



Rys. 6. Charakterystyczne zależności przemieszczeń promieniowych ścian kadłuba i wierzchołków łopatek wirnikowych turbiny silnika odrzutowego od jego prędkości obrotowej (a), wysokości lotu (b) oraz prędkości lotu (c)

Możliwości minimalizacji luzów wierzchołkowych turbin – zwłaszcza w odniesieniu do silników odrzutowych stanowiących napęd samolotów bojowych są dość ograniczone. Wynika to z konieczności zapewnienia niezbędnych luzów w każdym zakresie pracy silników i warunkach lotu samolotu – także dynamicznie zmiennych.

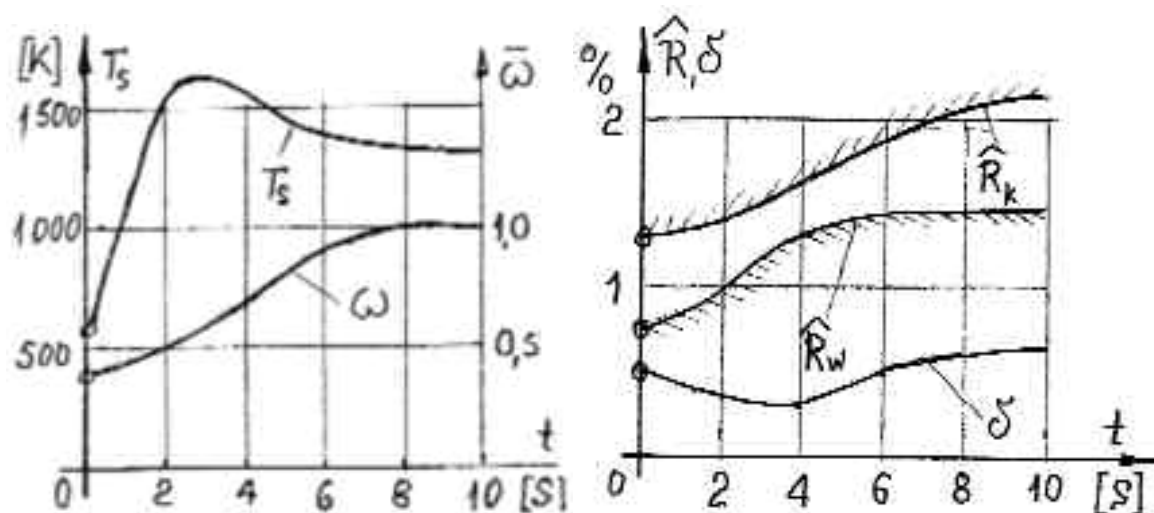
Silniki samolotów bojowych muszą się charakteryzować zdolnością do szybkiej akceleracji, czyli przejścia z zakresu biegu jałowego do zakresu ciągu maksymalnego w czasie 4...6 sekund w każdym warunkach lotu. Na rys. 7 przedstawiono charakterystyczne przebiegi temperatury spalin T_s przed turbiną oraz odpowiadającej jej narastającej prędkości obrotowej ω wirnika turbiny. Należy mieć na uwadze, że czasy akceleracji mało się zmieniają podczas lotu wysokościowego – natomiast poziom zakresu biegu jałowego jest znacząco wyższy w tych warunkach. W warunkach akceleracji następują bardzo szybkie zmiany dopływu ciepła do łopatek turbiny (nagrzewając silnie ich powierzchnie) przy znacznie opóźnionym odprowadzaniu ciepła systemem powietrznego chłodzenia zespołu turbiny.

Dążność do zadawalających osiągnięć silników samolotów bojowych – które muszą cechować się dynamiką zmian prędkości i wysokości lotu lepszymi niż potencjalny przeciwnik (czy tylko konkurent) powoduje przyspieszone „zużycie” silnika wynikające z częstych przeciążeń, ale i wydłużeń łopatek wirnikowych na skutek pełzania materiału. Dla zapewnienia niezbędnego bezpieczeństwa latania pozostaje konieczność obserwacji procesu zmniejszania luzu wierzchołkowego, którego ideę przedstawiono na rys. 8.

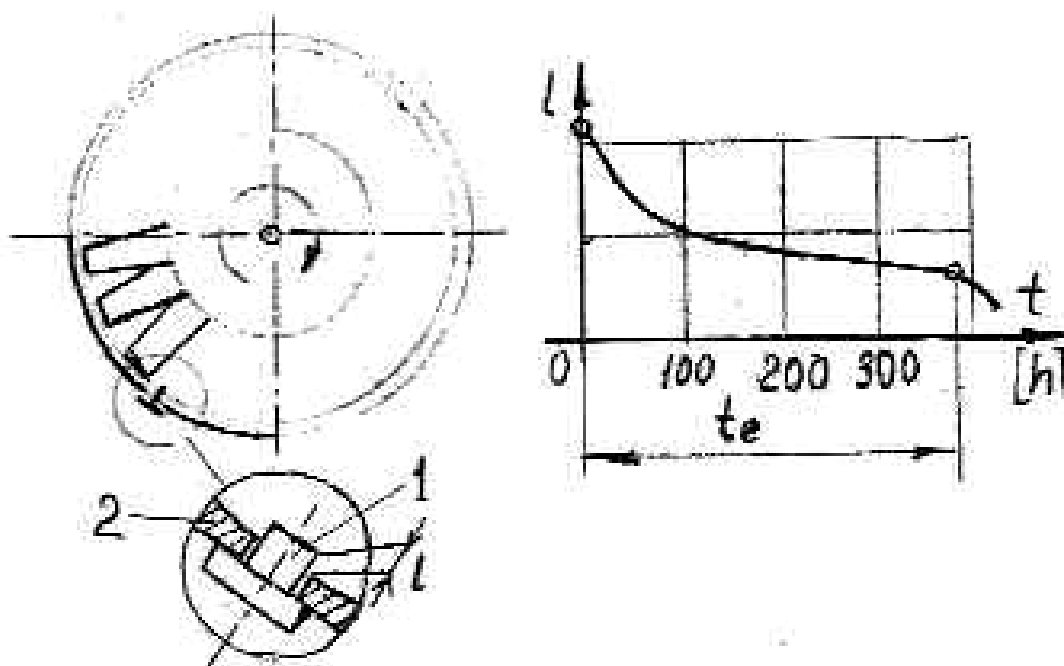
W zasadzie już od powstania lotniczych silników turbinowych – a zwłaszcza odrzutowych, które opanowały pasażerskie lotnictwo dalekiego zasięgu starano się osiągać jak największe sprawności silników (minimalizując zużycie paliwa) i ich trwałość przy pełnej gwarancji bezpieczeństwa latania. Wśród wielu czynników wpływających na wymienione wymogi ważną rolę odgrywa minimalizacja luzów wierzchołkowych turbin.

W silnikach samolotów bojowych dla uzyskiwania minimalnych wartości luzów wierzchołkowych turbin w maksymalnych zakresach ich pracy oraz warunków lotu – bez możliwości wykasowania tych luzów – wykorzystuje się półki na wierzchołkach łopatek wirnikowych, łopatki z programowaną intensywnością ich chłodzenia, wkładki ściernalne w kadłubach oraz dobiera się odpowiednie

wartości ciśnienia na zewnątrz ściany kadłuba turbiny (por.rys.5). Spowolnienie procesu nagrzewania łopatek podczas akceleracji silnika umożliwia pokrycie ich piór żaroodpornymi emaliami.



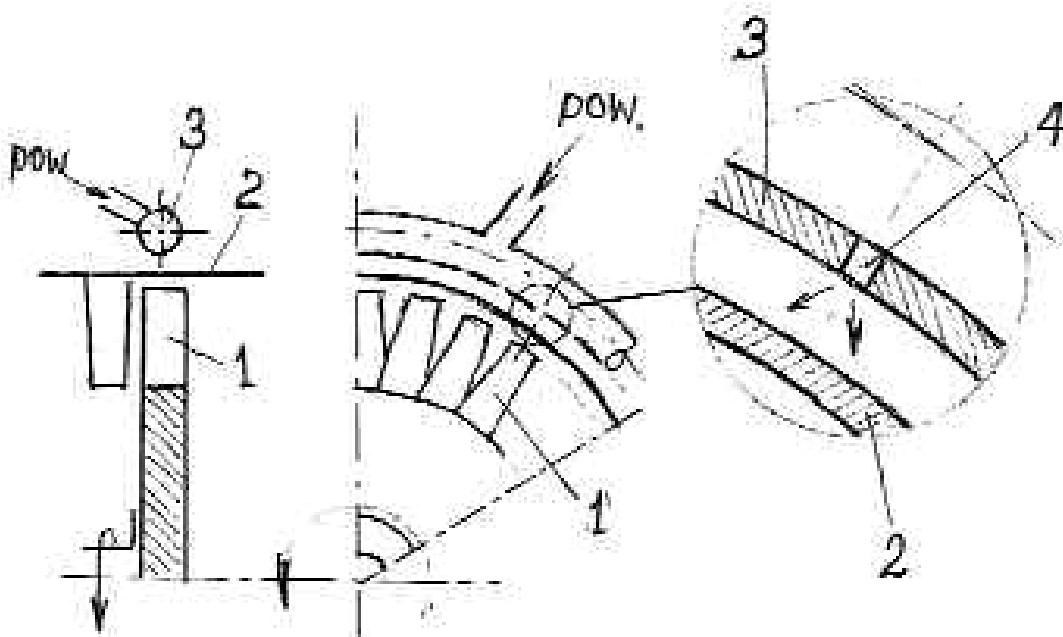
Rys. 7 Zależność temperatury spalin T_s i prędkości obrotowej ω wirnika od czasu t (a) oraz przemieszczeń promieniowych ściany kadłuba \hat{R}_k , wierzchołków łopatek wirnikowych \hat{R}_w turbiny i jej luzu wierzchołkowego δ (b) w procesie akceleracji silnika odrzutowego



Rys. 8. Schemat pomiaru minimalnej wartości luzu wierzchołkowego za pomocą kontrolnego pomiaru długości l ścieralnego kołka (1) w kadłubie (2) turbiny oraz jej zależności od czasu t eksploatacji silnika

W dwuprzepływowych wentylatorowych silnikach odrzutowych dużych i bardzo dużych ciągów – obecnie powszechnie wykorzystywanych w pasażerskim lotnictwie między- i transkontynentalnym, od ponad ćwierćwiecza stosuje się, coraz doskonalsze systemy zewnętrznego schładzania kadłubów turbin strumieniem powietrza. (rys. 9). Powietrze do chłodzenia jest pobierane z za określonych stopni sprężarki – ze względu na jego ciśnienie i temperaturę, a o intensywności strumienia decyduje liczba i średnice dysz w rurce rozprowadzającej powietrze wokół ściany kadłuba. Taki sposób minimalizacji luzów wierzchołkowych turbin o opisywanym zastosowaniu silników (oraz ich wymiarów geometrycznych i masie) jest możliwy (i dostatecznie

skuteczny) ze względu na znacznie powolniejsze przebiegi wszystkich procesów silnikowych i lotnych samolotów transportowych (zwłaszcza pasażerskich – ze względu na komfort przebywających na pokładzie pasażerów) niż w przypadku lotnictwa bojowego.



Rys. 9. Schemat schłodzenia kadłuba turbiny dla zapewnienia minimalizacji luzu wierzchołkowego w różnych warunkach lotu. 1 - łopatki wirnikowe, 2 - ściana kadłuba turbiny, 3 - rurka rozprowadzająca powietrze chłodzące, 4 - dysza powietrzna

Wprawdzie doraźne zyski ze zmniejszenia zużycia paliwa są niewielkie (niewiele przekraczające 1...2%) to oszczędność jednego przelotu 200...300 pasażerów przez Atlantyk kształtuje się na poziomie kilkuset USD.

Analogiczna problematyka odnosi się również do wirników sprężarek osiowych lotniczych silników turbinowych z tym, że praktykę minimalizacji luzów wierzchołkowych wspomaga możliwość doboru materiałów konstrukcyjnych o różnych gęstościach, rozszerzalnościach i sztywnościach oraz ścieralne wykładziny ścian kadłubów.

LITERATURA

- [1] **Birger I.A.:** *Raszot rotorow na prochnost*, Maszgiż, Moskwa 1956.
- [2] **Brown R. F.:** *Monitoring equipment for turbine engine development*. Instrument for Aerospace Industry, 1958, vol.14.
- [3] **Gundlach W. [i inni]:** *Silniki turbinowe małych mocy*. WNT, Warszawa, 1965.
- [4] **Lipka J.:** *Wytrzymałość maszyn wirnikowych*. WNT, Warszawa, 1967.
- [5] **Lewitowicz J. [i inni]:** *Eksperymentalne badania wielkości luzów wierzchołkowych zespołów wirnikowych*. Biuletyn WAT z. 1/1971.
- [6] **Nowacki W.:** *Teoria pełzania*. Arkady, Warszawa, 1963.
- [7] **Stodola A.:** *Dampf- und Gasturbinen*. Berlin, 1924.
- [8] **Szczeciński S.:** *Studium o luzach wierzchołkowych zespołów wirnikowych lotniczych silników turbinowych jako parametrze konstrukcyjnym i eksploatacyjnym*. Dodatek do Biuletynu WAT z. 4/1973.

SZANSE DALSZEGO ROZWOJU SPRĘŻAREK WIRNIKOWYCH

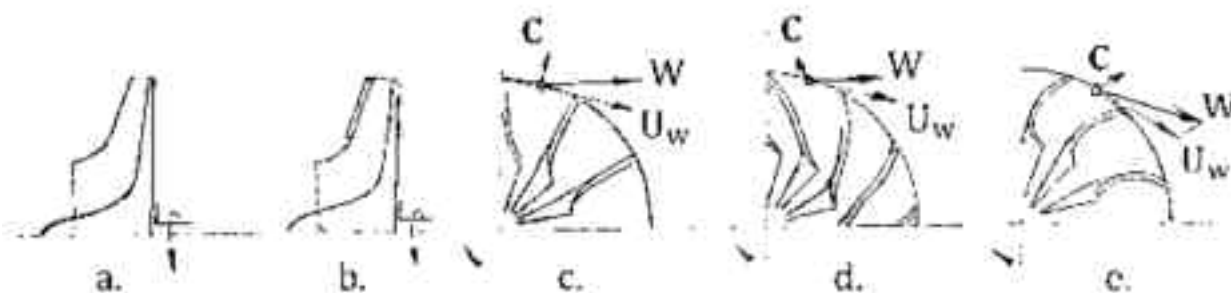
Krzysztof Kawalec
Instytut Lotnictwa

Streszczenie

Na tle obecnego stopnia rozwoju sprężarek wirnikowych w lotniczych silnikach turbinowych i tłokowych przedstawiono możliwości radykalnego wzrostu ich osiągnięć przez zastosowanie nowatorskiego pomysłu birotacyjności wirników tych maszyn i ich dyfuzorów. W Instytucie Lotnictwa powstał pomysł, którego efekty potwierdzono badaniami przepływowymi, a nowatorstwo patentami uzyskanymi w Polsce, ZSRR, USA i Kanadzie. Realizacja pomysłu dotyczy w równym stopniu sprężarek promieniowych, diagonalnych oraz osiowych.

Słowa kluczowe: wirnik, dyfuzor, birotacyjność, trójkąty prędkości.

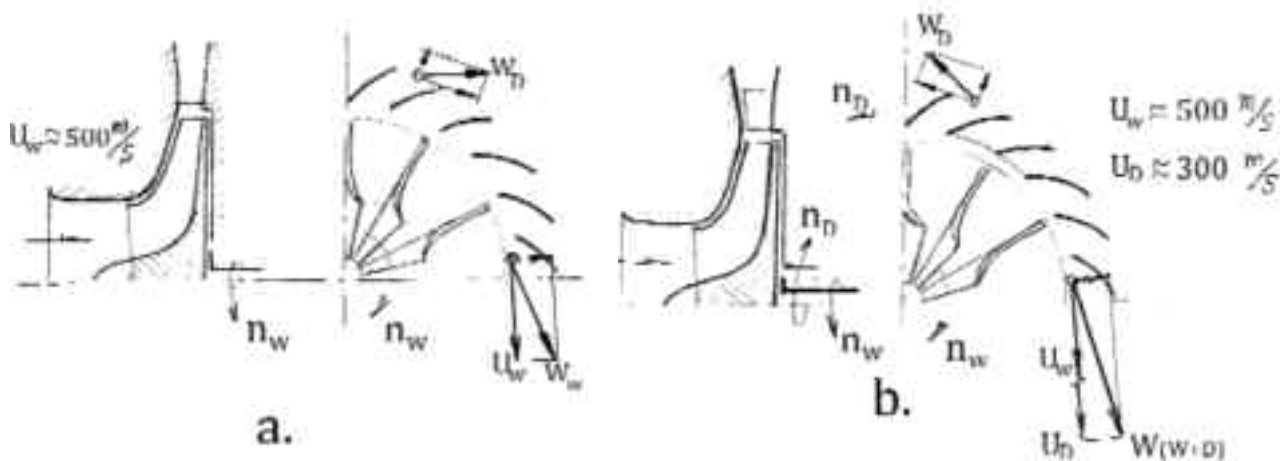
Spalinowe silniki tłokowe wykorzystywane do napędu śmigieł do samolotów powstającego lotnictwa przed I Wojną Światową charakteryzowało zastosowanie doładowania. Od początkowych prób wykorzystania sprężarek pojemnościowych, szybko wprowadzono znacznie efektywniejsze i prostsze wirnikowe sprężarki promieniowe, które do dziś są permanentnie doskonałe. Na rys. 1 przedstawiono charakterystyczne etapy rozwoju konstrukcji ich wirników pozwalające na poprawę sprawności sprężarek oraz ich sprężu. Spiralne ukształtowanie łopatek wirnikowych wpływa na sprawność sprężarek i uzyskiwany spręż, co wynika z uzyskiwanych wartości wektorów W prędkości wypływu powietrza z przestrzeni międzyłopatkowych wirników przy niezmienniej ich prędkości obwodowej U_w .



Rys. 1. Ukształtowanie wirników sprężarek promieniowych. (a) jednostronnie zamknięty, (b) obustronnie zamknięty, (c) z łopatkami promieniowymi, (d), (e) z łopatkami spiralnymi

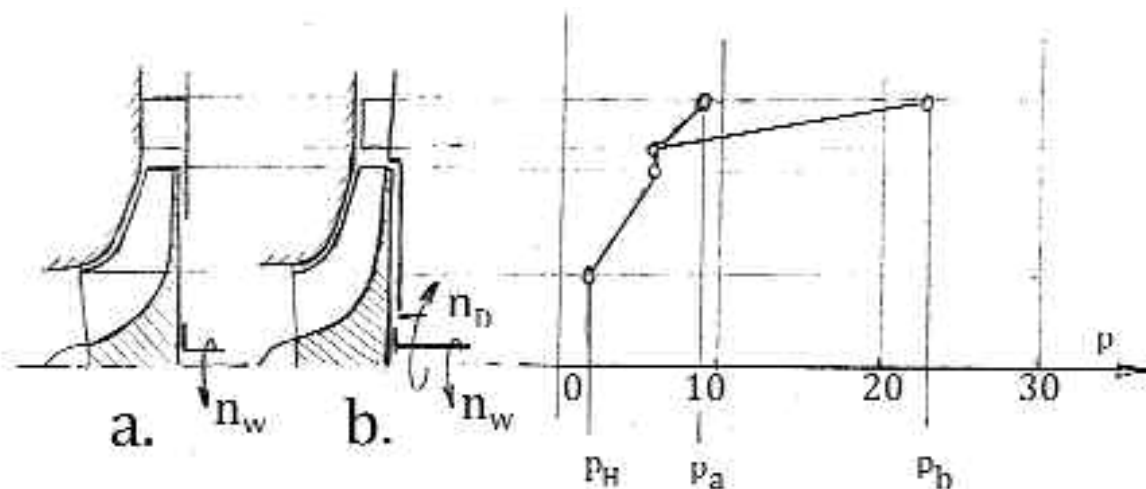
Zarówno spręż π jak i natężenie przepływu \dot{m} powietrza przez sprężarkę zależą od tej prędkości. Okazuje się jednak, że prędkości te są ograniczone wytrzymałością materiałów z których są wykonane wirniki (a ściślej: od stosunku ich wytrzymałości σ_{dop} do gęstości ρ). W przypadku metali ta prędkość osiąga wartość 500 – 550 m/s. Dopiero materiały kompozytowe

(tworzywa sztuczne z supercienkimi nićmi węglowymi) pozwalają osiągać nawet 700 m/s. Jednak w każdym przypadku tak duże (naddźwiękowe!) prędkości wypływu powietrza z wirnika wymagają specjalnego ukształtowania wlotowej części dyfuzora tak, aby powstały 2...3 fale skośne hamujące strumień naddźwiękowy. Na naddźwiękowy dyfuzor generujący skośne fale wyhamowujące przepływ naddźwiękowy ILOT uzyskał ochronę patentową, nie tylko w Polsce, ale także w ZSRR, USA i Kanadzie.



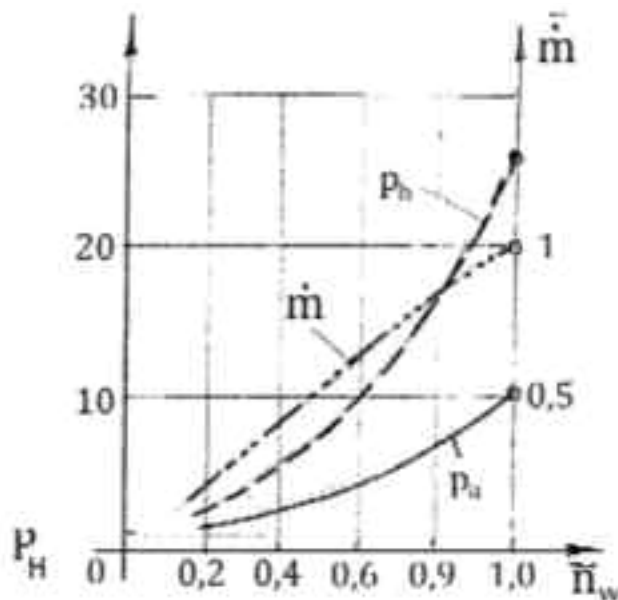
Rys. 2. Schematy przepływowe promieniowych sprężarek z zaznaczeniem rozkładu wektorów prędkości przepływu przed i za dyfuzorami. (a) sprężarki klasycznej, (b) sprężarki birotacyjnej

Opracowane w Instytucie Lotnictwa naddźwiękowe dyfuzory sprężarek promieniowych pozwoliły osiągać spręż $\pi = 10...12$. Niejako przy okazji tych badań pracownicy Instytutu Lotnictwa wpadli na pomysł zbudowania sprężarki birotacyjnej (rys. 2), na który również uzyskali ochronę patentową. Prędkości względne wirnika sprężarki U_w i przeciwnie obracającego się dyfuzora U_D w strefie poprzedzającej dyfuzor sumują się co pozwala, po wyhamowaniu strumienia w naddźwiękowym dyfuzorze, uzyskać spręż sięgający $\pi \approx 25$ przy sprawności 0,8. Proces sprężania w wirującej palisadzie dyfuzora birotacyjnej sprężarki jest skutkiem hamowania prędkości naddźwiękowej w ruchu względnym w polu sił odśrodkowych, z jednoczesnym doprowadzaniem do strumienia powietrza dodatkowej energii. Hamowanie strumienia w naddźwiękowym ruchu względnym odbywa się w wymuszonych zgęszczeniowych falach skośnych i zamykającej fali prostopadłej w kanałach przepływowych wirującej palisady.



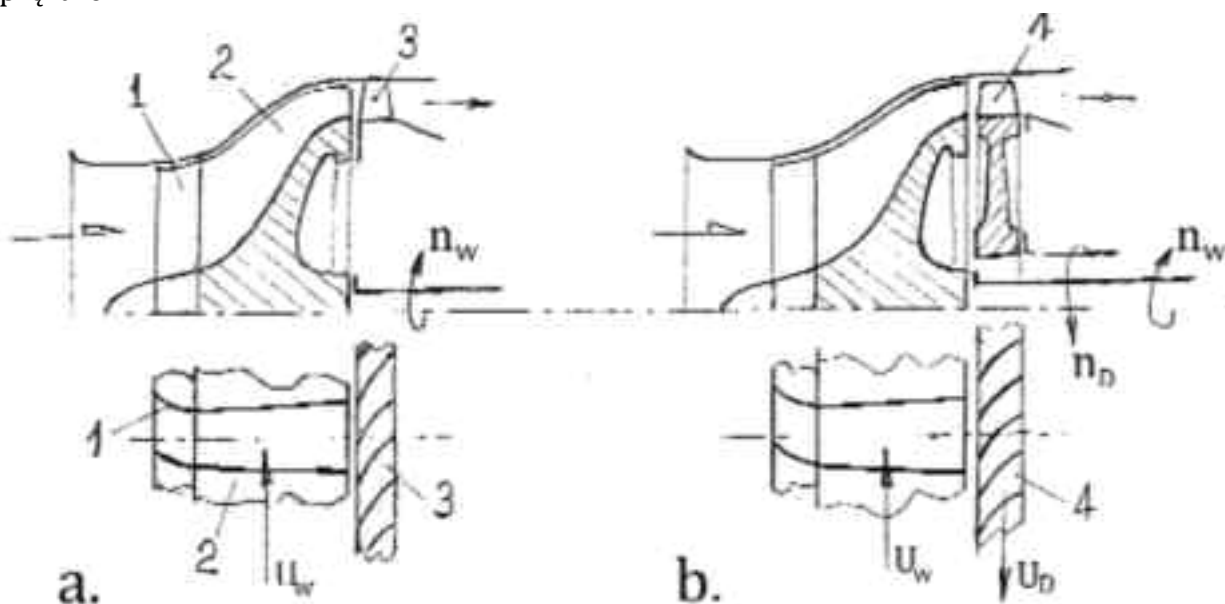
Rys. 3. Zestawienie porównawcze rozkładów ciśnienia w poszczególnych częściach składowych kanałów przepływowych wirnikowych sprężarek promieniowych. (a) klasycznej, (b) birotacyjnej

Na rys. 3 zestawiono porównawczo rozkład ciśnień w składowych elementach przepływowych promieniowej sprężarki „klasycznej” oraz birotacyjnej. Z przedstawionych opisów działania i przytoczonych danych liczbowych wynika, że przy jednakowych wymiarach geometrycznych obu typów sprężarek, sprężarka birotacyjna jest możliwa do realizacji ze względów wytrzymałościowych i jest znacznie bardziej korzystna pod względem osiągnięć od „klasycznej” sprężarki z nieruchomym dyfuzorem.



Rys. 4. Charakterystyki obrotowe promieniowych sprężarek (a) klasycznej, (b) birotacyjnej; p – ciśnienie ze sprężarki, \dot{m} – masowe natężenie przepływu

Na rys. 4 przedstawiono porównawczo przebiegi charakterystyk obrotowych obu typów sprężarek.



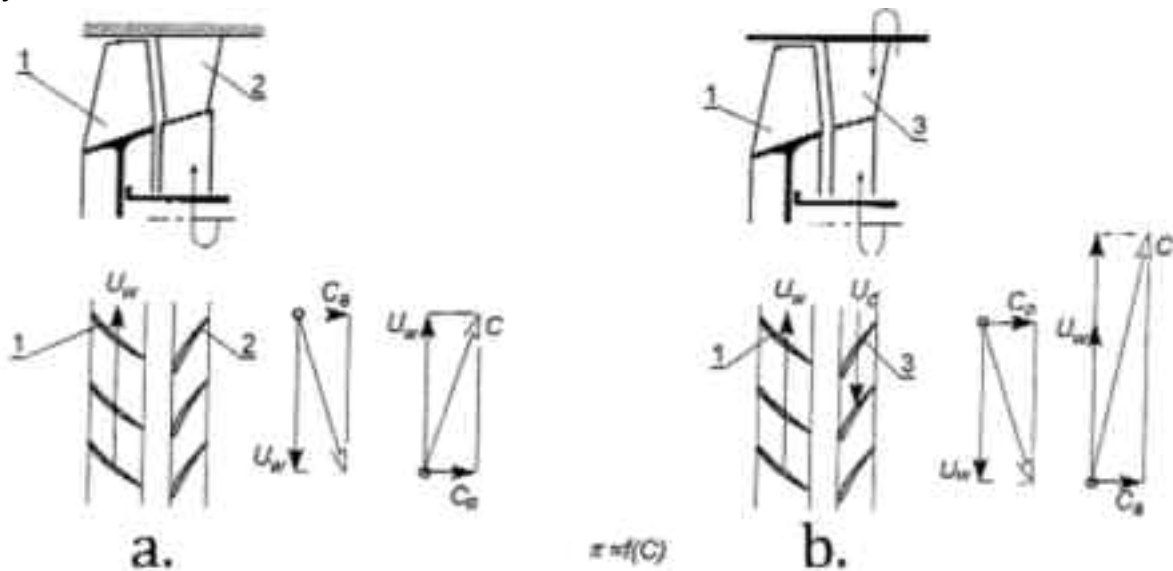
Rys. 5. Schematy sprężarek diagonalnych. (a) klasycznej, (b) birotacyjnej. 1- zabierak wlotowy, 2- wirnik, 3- wieniec łopatek dyfuzora, 4- przeciwbieżny wirnik dyfuzora łopatkowego

W Instytucie Lotnictwa opracowano również koncepcję naddźwiękowej palisady sprężarki osiowej (lub diagonalnej) wirującej przeciwbieżnie w stosunku do prędkości obrotowej wirnika diagonalnego. Wydaje się stosunkowo łatwe pod względem konstrukcyjnym zastosowanie

birotacyjności w sprężarkach diagonalnych. Powinno to przywrócić zainteresowanie tymi sprężarkami w zastosowaniach do turbinowych silników odrzutowych oraz śmigłowych i śmigłowcowych wykorzystywanych przynajmniej do napędu statków powietrznych bliskiego rozpoznania pola walki oraz „samolotów-celów” dla artylerii i rakiet przeciwlotniczych.

Na rys. 5 zestawiono porównawczo schematy sprężarek diagonalnych: „klasycznej” i birotacyjnej. Wprowadzenie przeciwbieżnie obracającego się wieńca dyfuzorowego pozwala osiągnąć ponad dwukrotnie większą wartość sprężu przy niezmiennych gabarytach tego zespołu konstrukcyjnego. Pozwala to na przypuszczenie, że birotacyjna sprężarka diagonalna może być perspektywnym zespołem nie tylko silnika turbinowego, ale także źródłem sprężonego powietrza w zastosowaniach przemysłowych.

Wyniki badań promieniowych sprężarek birotacyjnych oraz przeprowadzone analizy obliczeniowe przez wynalzców i badaczy Instytutu Lotnictwa wykazały, że jest szansa wykorzystania birotacyjności nie tylko w sprężarkach promieniowych i diagonalnych, ale i w sprężarkach osiowych.



Rys. 6. Schematy stopni sprężarki osiowej wraz z trójkątami prędkości przepływu powietrza.

(a) klasycznej sprężarki, (b) sprężarki birotacyjnej. 1- wieniec łopatek wirnikowych, 2- wieniec kierownic, 3- wirujący dyfuzor łopatkowy, U_w - prędkość obwodowa wirnika, U_d - prędkość obwodowa dyfuzora, C_a - składowa osiowa prędkości przepływu, C - wypadkowa prędkość względna przepływu

Na rys. 6 przedstawiono obok siebie dla porównania szkice „klasycznych” i przeciwbieżnych palisad łopatek wirnikowych i palisad kierownic sprężarki osiowej wraz z rozkładem trójkątów prędkości w ruchu względnym podczas ich pracy na zakresie obliczeniowym. Najłatwiejszym sposobem zwiększenia prędkości względnej C , od której zależy możliwa do uzyskania wartość sprężu π , jest wprowadzenie w ruch obrotowy palisady dyfuzorowej w kierunku przeciwnym względem kierunku obrotowego wirnika sprężarki. Pozwoli to na blisko dwukrotny wzrost sprężu podczas przepływu powietrza przez tak zbudowaną (jako birotacyjną) sprężarkę w porównaniu z „klasyczną” sprężarką. Prace w Instytucie Lotnictwa nad tą tematyką przerwano w 2002 r. ze względu na ograniczenia finansowe.

Wizja zastosowań sprężarek birotacyjnych cechujących się lepszymi osiągnięciami, mniejszymi gabarytami i masami jest zbyt ponętna by z niej rezygnować.

LITERATURA

[1] **Kawalec K.:** *Optymalizacja energetyczna przepływowych kształtów lotniczej sprężarki promieniowej o wysokim sprężu*, Rozprawa doktorska, WAT, Warszawa, 1997

WSPÓŁCZESNE I PRZYSZŁE MATERIAŁY KONSTRUKCYJNE W LOTNICZYCH SILNIKACH TURBINOWYCH

Jan Godzimirski

Wojskowa Akademia Techniczna

Streszczenie

Napędy lotnicze oprócz osiągnięć napędowych powinna charakteryzować zwartość konstrukcji, mała masa, niezawodność działania oraz trwałość. Możliwość spełnienia takich wymagań umożliwia nie tylko wiedza i talenty konstruktorów, technologów i eksploatorów, ale przede wszystkim dostępność materiałów konstrukcyjnych. Opracowanie i wdrażanie nowych materiałów konstrukcyjnych od zaistnienia w lotnictwie silników turbinowych znaczyło etapy ich rozwoju. Autor tego artykułu przedstawił dotychczasowe osiągnięcia inżynierii materiałowej i wyraźnie wskazał realne kierunki rozwoju w najbliższym czasie.

Słowa kluczowe: materiały konstrukcyjne, kompozyty, intermetale.

Opracowanie i wdrażanie nowych materiałów konstrukcyjnych miało zawsze istotny wpływ na rozwój lotniczych silników turbinowych. Do projektowania nowej generacji lotniczych silników turbinowych poszukuje się materiałów mogących pracować w temperaturze 2000°C, o wytrzymałości w tej temperaturze rzędu 250 MPa, współczynnika rozszerzalności liniowej bliskim zera i możliwości pracy w silnie korodującym środowisku gazów spalinowych w czasie co najmniej 1000 godzin.

Podstawowymi wymaganiami stawianymi materiałom przewidywanym do wykorzystania w budowie lotniczych silników turbinowych są: wysoka wytrzymałość właściwa (wytrzymałość odniesiona do gęstości), żaroodporność i żarowytrzymałość, odporność na korozję, stabilność i powtarzalność właściwości mechanicznych oraz podatność do przygotowania półfabrykatów znanymi metodami produkcyjnymi.

Uwzględniając to, że silniki lotnicze powinny być lekkie, przy dobieraniu na nie materiałów należy uwzględniać ich gęstość (ρ). Dlatego wskaźnikami mechanicznymi pozwalającymi porównywać materiały pod względem ich przydatności do zastosowania w konstrukcji takich silników są ich parametry wytrzymałościowe odniesione do gęstości, tak zwane: właściwa wytrzymałość doraźna R_m/ρ , właściwa granica plastyczności R_e/ρ ($R_{0,2}/\rho$) oraz właściwy moduł sprężystości E/ρ .

Optymalizacja doboru materiału na części napędów lotniczych polega na wybraniu i zastosowaniu takiego materiału, który przy spełnieniu wymagań wytrzymałościowych i użytkowych (eksploatacyjnych) umożliwi wykonanie części o najmniejszej masie.

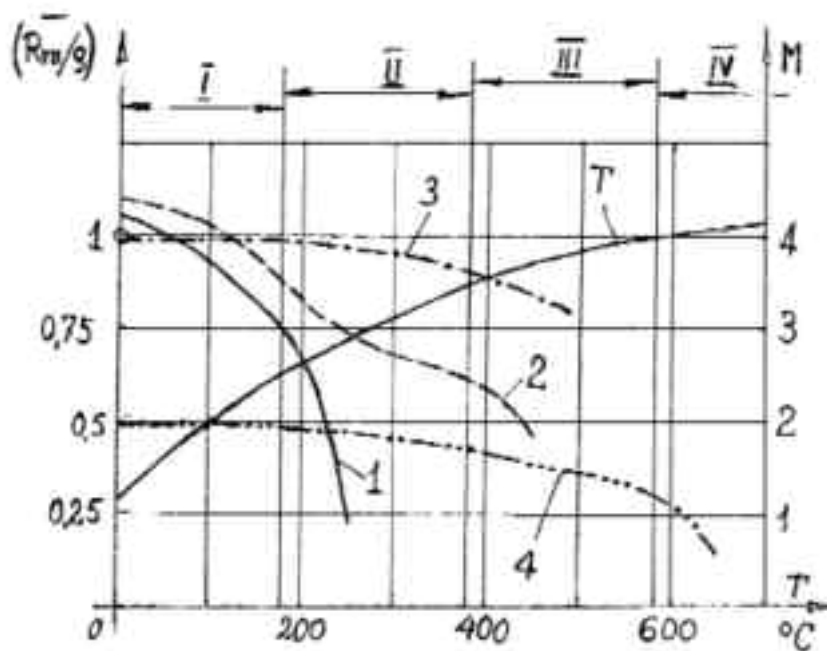
Wartość wytrzymałości właściwej materiału jest jego cechą mechaniczną która decyduje, czy może on zostać zastosowany na elementy wirujące z dużymi prędkościami (np. tarcze wirników, bębny oraz łopatki sprężarek) ze względu na to, że wartości sił odśrodkowych działających

na takie elementy zależą proporcjonalnie od ich masy, a naprężenia spowodowane tymi obciążeniami są proporcjonalne do gęstości materiału.

Dobierając materiały konstrukcyjne należy uwzględnić także w jakiej temperaturze będą pracowały wytwarzane z nich części. Wiadomo, że wraz ze wzrostem temperatury spada najczęściej wytrzymałość i wartość modułu sprężystości materiałów, a spadek ten odbywa się z różną intensywnością dla różnych materiałów.

Zazwyczaj dla określonego materiału można określić charakterystyczną temperaturę, przy której krzywe jego wytrzymałości i sprężystości gwałtownie załamują się (następuje ich intensywniejszy spadek) i najczęściej tę temperaturę uznaje się za graniczną temperaturę stosowania danego materiału (rys. 1.).

Poza wytrzymałością materiały konstrukcyjne powinny charakteryzować odpowiednią plastyczność, to znaczy zdolność do trwałego odkształcania się materiału pod wpływem wysokich obciążeń, poprzedzającego pęknięcie materiału (jego dekohezję). Cecha ta jest niezbędna nie tylko w procesie kształtowania wyrobów z materiałów metodami przeróbki plastycznej, ale również w procesie ich użytkowania, gdzie zabezpiecza je przed gwałtownym zniszczeniem w wypadku przekroczenia granicy plastyczności lub przed kruchym pęknięciem. Miarą odporności materiału na kruche pęknięcie jest wartość krytycznego współczynnika intensywności naprężeń (K_{IC}). Uplastycznienie materiału powoduje zmniejszenie wartości naprężeń lokalnych (ich bardziej równomierny rozkład) zmniejszając tym samym zagrożenie pęknięciem. Miarą plastyczności materiałów może być ich ciągliwość (wydłużenie $-A$ wyrażane w procentach) lub trwałe wydłużenie względne po próbie rozciągania (ϵ_p). Z plastycznością związana jest również udarność materiałów. Stosunkowo wysoka udarność powinna charakteryzować materiały przeznaczone na części obciążane dynamicznie.



Rys. 1. Zakresy zastosowań: I – stopów aluminium, II – stali stopowych i stopów tytanu, III – stali odpornych na korozję, IV – stopów żaroodpornych, 1 – superdural B-95, 2 – stop tytanu BT-6, 3 – stal 30HGSA, 4 – stopy niklu lub kobaltu, krzywa T – zależność temperatury obiektu od prędkości (M) poruszania się w powietrzu

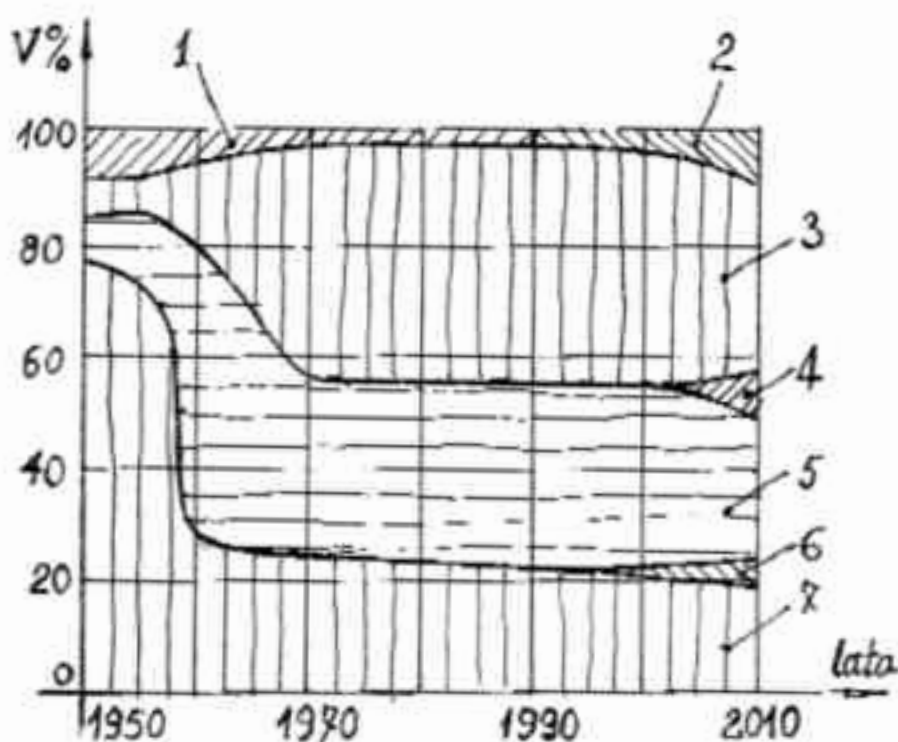
Istotną cechą materiałów konstrukcyjnych jest również ich twardość, to znaczy odporność na odkształcenia trwałe pod wpływem skupionych sił działających na małą powierzchnię materiału. Określona twardość musi charakteryzować zwłaszcza części lub ich wybrane powierzchnie, które współpracują z innymi częściami przekazując lub przejmując skupione obciążenia, np. zęby kół zębatach, czopy wałów itp.

O przydatności materiałów do ich zastosowania w konstrukcjach lotniczych w coraz większym stopniu zaczynają decydować nie tylko ich właściwości wytrzymałościowe, ale również właściwości użytkowe (eksploatacyjne), takie jak: wytrzymałość zmęczeniowa, odporność na ścieranie, odporność na kruche pękanie, odporność na działanie karbu, odporność na rozwój (propagację) pęknięć, odporność na korozję (zwłaszcza naprężeniową), odporność na erozję, żaroodporność itp. Mają one decydujący wpływ na niezawodność zespołu, w którym występuje ta część, a więc i na bezpieczeństwo lotów, oraz na trwałość silnika. Zestaw cech określających właściwości wytrzymałościowe oraz możliwości eksploatacyjne wyrobu nazywa się wytrzymałością konstrukcyjną.

Różne zespoły lotniczych silników turbinowych stawiają określone wymagania materiałom stosowanym do ich budowy. Materiały stosowane do budowy wentylatorów powinny wykazywać stabilność właściwości mechanicznych w zakresie temperatury od -40 do $+40^{\circ}\text{C}$. Powinny je cechować wysoka wytrzymałość i niska gęstość, odporność na uszkodzenia spowodowane zasaniem obcych ciał oraz odporność na katastroficzne zniszczenie spowodowane drobnym uszkodzeniem. Wymagania takie spełniają stopy tytanu oraz również materiały kompozytowe: polimerowe, a zwłaszcza z osnowami metalicznymi.

Łopatkę sprężarek (ostatnich stopni) mogą pracować w zakresie temperatury do $400 - 650^{\circ}\text{C}$. Materiały stosowane na takie łopatki powinny charakteryzować wysoka trwałość zmęczeniowa oraz odporność na zużycie erozyjne. Łopatki takie wykonuje się ze stopów tytanu, stali, a pracujące w najwyższej temperaturze również ze stopów niklu.

Tarcze sprężarek mogą pracować w podobnym zakresie temperatury jak ich łopatki. Materiały stosowane na tarcze sprężarek powinny cechować wysoka wytrzymałość, odporność na obciążenia odśrodkowe oraz wysoka trwałość zmęczeniowa. Wytwarza się je zazwyczaj ze stopów tytanu lub, gdy są obciążane w wysokiej temperaturze, ze stopów niklu.



Rys. 2. Objętościowy udział różnych materiałów w budowie turbinowych silników lotniczych; 1 - stopy aluminium, 2 - polimerowe materiały kompozytowe, 3 - stopy tytanu, 4 - metaliczne materiały kompozytowe, 5 - stopy niklu, 6 - ceramiczne materiały kompozytowe, 7 - stale wysokowytrzymałe

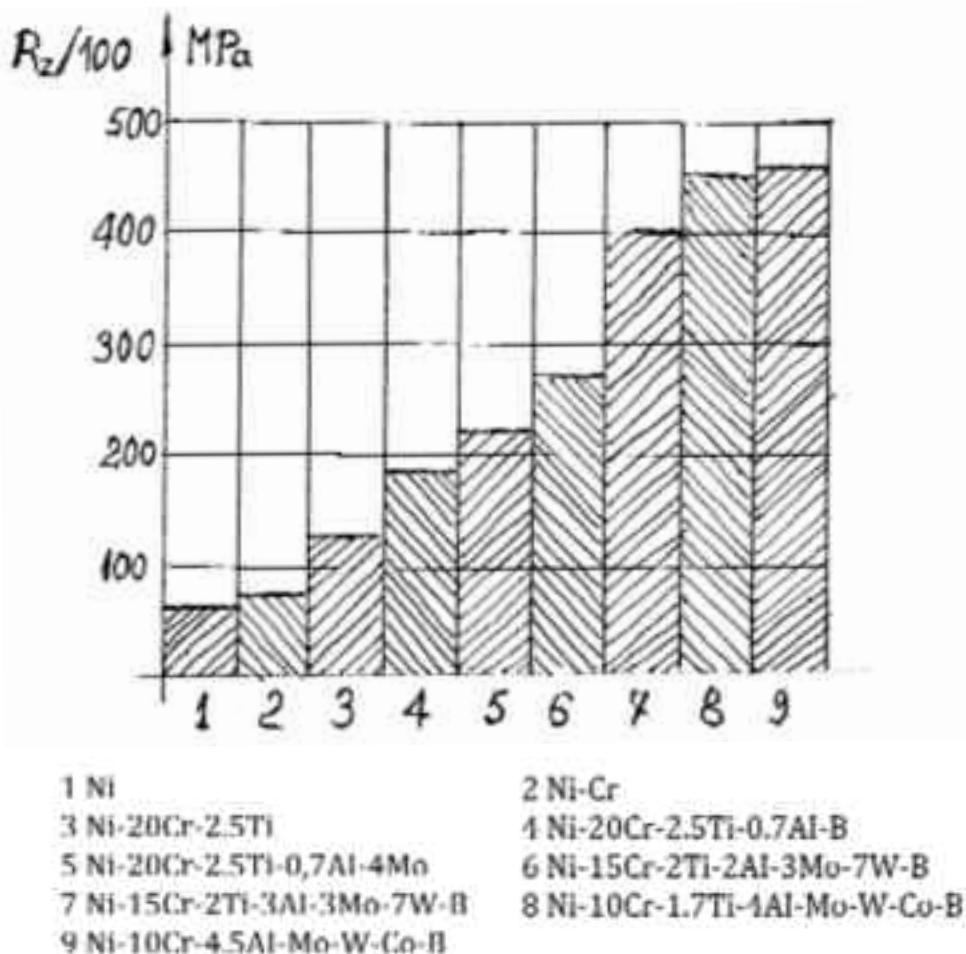
Temperatura robocza komór spalania osiąga 1600°C. Materiały, z których wytwarza się komory powinny wykazywać odporność na zmęczenie cieplne oraz żaroodporność – odporność na korozję w gorących gazach. Wymaganiom takim są w stanie sprostać stopy na osnowie niklowej zabezpieczone pokryciami żaroodpornymi, a czasami również dodatkowo ceramicznymi pokryciami termobarierowymi. W perspektywie przewiduje się wytwarzanie komór spalania z kompozytów ceramicznych.

Części turbin mogą nagrzewać się do temperatury 550...1100°C. Materiały stosowane na części turbin powinna cechować odporność na przestrzenne obciążenia, żaroodporność, żarowytrzymałość (w tym odporność na pełzanie i odporność na zmęczenie cieplne). Tarcze turbin wykonuje się ze stopów na niklowej osnowie; łopatki z podobnych stopów o strukturze monokrystalicznej z pokryciami żaroodpornymi i termobarierowymi.

Wały w zależności od zakresu temperatury pracy (od 50 do 850°C) wytwarza się z wysokowytrzymałych stali lub stopów na osnowie żelazoniklowej lub niklowej.

Dysze lotniczych silników turbinowych mogą być obciążone w zakresie temperatury 650...850°C. Materiały stosowane do ich wytwarzania powinna cechować żaroodporność oraz odporność na zużycie erozyjne spowodowane przepływem strumienia gazów. W zależności od temperatury pracy wytwarza się je ze stopów tytanu lub ze stopów niklu z pokryciami ochronnymi, ewentualnie z kompozytów ceramicznych.

Podsumowując można stwierdzić, że podstawowymi rodzajami materiałów stosowanych w budowie współczesnych lotniczych silników turbinowych są stopy tytanu, stali i nadstopy na osnowie niklu (rys. 2). Lekkie stopy magnezu lub aluminium stosowane są w ograniczonym zakresie, np. na kadłuby: pierwszych stopni sprężarek, przekładni, pomp paliwowych i olejowych.

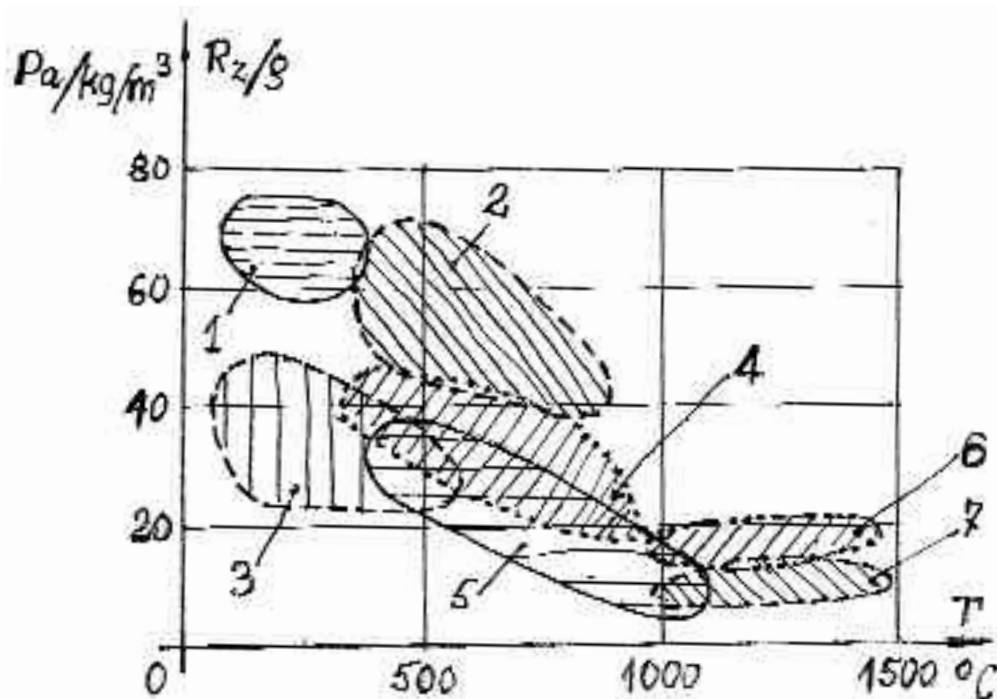


Rys. 3. Wpływ dodatków stopowych na czasową wytrzymałość na pełzanie w temperaturze 800°C stopów na osnowie niklu produkowanych w Rosji

Prowadzone na zlecenie firm lotniczych badania mają doprowadzić do opracowania i wdrożenia nowych materiałów spełniających oczekiwania konstruktorów napędów lotniczych. Badania nad stopami tytanu przeznaczonymi dla lotnictwa idą w dwóch kierunkach. Po pierwsze dąży się do uzyskania stopów o większej żarowytrzymałości, takich które mogłyby pracować w temperaturze dochodzącej do 600°C. Takie stopy spełniałyby wymagania stawiane materiałom stosowanym na ostatnie (wylotowe) stopnie sprężarek silników turbinowych o wysokich sprężach, służących do napędu bardzo szybkich samolotów.

Drugi kierunek badań dotyczy stopów tytanu wykazujących nadplastyczność. Pewne stopy o ultradrobnociąstkowej strukturze ($\phi < 10 \mu\text{m}$) w podwyższonej temperaturze wykazują anormalną zdolność do odkształceń rzędu $A=30-1000\%$ (dla metali w zwykłych warunkach nie przekraczają one 30...50%). Jest to cenna cecha technologiczna, która umożliwiła stosunkowo tanie kształtowanie dużych części o skomplikowanych kształtach.

Stopy żaroodporne i żarowytrzymałe na osnowie niklowej i kobaltowej osiągają kres swoich możliwości (rys. 3) i nie są w stanie spełnić wymagań stawianym przyszłościowym silnikom lotniczym.



Rys. 4. Porównanie odporności termicznej i właściwości wytrzymałościowych różnych grup materiałów konstrukcyjnych: 1 - polimerowe materiały kompozytowe, 2 - kompozyty metaliczne typu Ti-SiC, 3 - stopy tytanu, 4 - stopy intermetaliczne typu Ti-Al, 5 - stopy na osnowie niklowej, 6- kompozyty węgiel-węgiel, 7 - kompozyty ceramiczne

Duże nadzieje wiąże się ostatnio z intermetalami – stopami na bazie uporządkowanych faz międzymetalicznych. Są to materiały o właściwościach pośrednich między metalami, a ceramiką (rys. 4). Prowadzone są badania, sponsorowane w dużym stopniu przez firmy produkujące lotnicze silniki turbinowe, nad możliwością zastosowania intermetali z układu Ni-Al (Ni_3Al , NiAl) na łopatkę wirnikowe turbin. Intermetale Ni_3Al wykazują w porównaniu z nadstopami niklowymi: znacznie lepszą wytrzymałość zmęczeniową, wyższą wytrzymałość w podwyższonej temperaturze przy dużych prędkościach odkształcania, mniejszą gęstość oraz wyższą odporność na utlenianie. Intermetale NiAl charakteryzuje jeszcze mniejsza gęstość ($=5,86 \text{ g/cm}^3$), wyższa temperatura topnienia ($T_t=1640^\circ\text{C}$) i większa żaroodporność. Wadami tych materiałów są jeszcze ciągle: mniejsza plastyczność i mniejsza odporność na kruche pękanie, w porównaniu z nadstopami.

Prowadzone są również próby wytwarzania łopatek ostatnich stopni sprężarek z intermetali tytan-aluminium. Są to stopy o niskiej gęstości, wysokiej wytrzymałości właściwej oraz dobrej odporności na pełzanie i utlenianie. Cechuje je także brak skłonności do tzw. samozapłonu - bardzo uciążliwej wady konwencjonalnych stopów tytanu. Intermetale tytan - aluminium mają bardziej korzystne zmiany wartości właściwego modułu Younga z temperaturą w stosunku do klasycznych stopów tytanu. Wyższa wartość modułu sprężystości ($E=160$ GPa) gwarantuje lepszą sztywność konstrukcji oraz ułatwia projektowanie lekkich ($\rho = 3,8$ g/cm³) elementów konstrukcyjnych. Intermetale te charakteryzuje również stosunkowo niska wartość współczynnika rozszerzalności cieplnej, co gwarantuje większą stabilność wymiarową wykonanych z nich łopatek. Materiały te znalazły już zastosowanie w silnikach turbinowych.

- kadłub sprężarki w silniku - GE T700;
- łopatki turbin niskich ciśnień (stop Ti-47Al-2Cr-2Nb) w silnikach: CF6-80C2, GE90, GENx,
- łopatki 9. stopnia sprężarki silnika F119.

W ostatnich latach zaczęto prowadzić badania nad metalowo-intermetalowymi kompozytami „in situ” opartymi na krzemkach niobu spodziewając się, że materiały takie będą mogły długo- i trwale pracować w temperaturze 1200 - 1300°C i znajdą zastosowanie w produkcji łopatek wirnikowych turbin wysokiego ciśnienia przyszłościowych silników lotniczych. Takie materiały kompozytowe powinny zawierać stosunkowo plastyczną osnowę z niobu i fazę wzmacniającą z bardziej kruchych, ale bardziej termoodpornych krzemków. Kompozyty te rozwijano od stosunkowo prostych układów podwójnych Nb-Nb₃Si/Nb₅Si₃ do wieloskładnikowych opartych na Nb-Si, ale zawierających dodatki stopowe, takie jak: Ti, Hf, Mo, Cr i Al. Dodatki te zmieniają właściwości osnowy z niobu i tworzą dodatkowe międzymetaliczne fazy wzmacniające oznaczane symbolem X₅Si₃. Gęstość kompozytów opartych na układzie Nb-Si wynosi 7...7,3 g/cm³ i jest około 25% niższa niż gęstość trzeciej generacji odlewanych monokryształicznie nadstopów niklu. Części z tych materiałów (nazywanych kompozytami Nb-Si-X *in situ*) wytwarzane są metodą odlewania z ukierunkowaną krystalizacją. Poddawane badaniom łopatki wirnikowe turbin, są projektowane i wytwarzane z kanałami chłodzącymi.

Właściwa wytrzymałość doraźna (R_m/ρ) kompozytów Nb-Si-X jest wyższa od odlewanych monokryształicznie nadstopów niklu. Wytrzymałość na pękanie tych kompozytów, wynikająca między innymi z kolumnowej struktury, jest na tyle wysoka, że nie będzie ona barierą do stosowania ich na łopatki wirnikowe turbin. Również, ze względu na dodatki stopowe, zwłaszcza Ti i Hf, żaroodporność tych materiałów w temperaturze 1300 °C jest wystarczająco dobra.

Perspektywicznymi materiałami silników turbinowych mogą być kompozyty na osnowach metalicznych. Kompozyty na osnowie aluminiowej przeznaczone są najczęściej do pracy w temperaturze otoczenia, chociaż mogą być stosowane i w temperaturze podwyższonej dochodzącej do 350°C. W porównaniu ze stopami aluminium wykazują one wyższą wytrzymałość właściwą i wyższą sztywność właściwą. Kompozyty takie zbrojone włóknami węglowymi osiągają wytrzymałość $R_m=700$ MPa i moduł sztywności $E=150$ GPa przy gęstości $\rho=2,5$ g/cm³, a zbrojone włóknami borowymi $R_m=1450$ MPa, $E=220$ GPa przy gęstości $\rho=2,7$ g/cm³.

Kompozyty na osnowie tytanowej mogą być wykorzystywane w znacznie wyższym zakresie temperatury niż kompozyty na osnowie aluminiowej - do temperatur 650 - 700°C. Przy gęstości $\rho=3,5$ g/cm³ osiągają one $R_m=1250$ MPa i $E=250$ GPa. W porównaniu ze stopami tytanu charakteryzuje je głównie większa sztywność właściwa i większa stabilność cieplna.

Wzmacnianie nadstopów włóknami wolframowymi podnosi ich żarowytrzymałość. Praktycznie mogą być one stosowane w temperaturze o około 150°C wyższej w porównaniu z materiałami osnowy.

Zastąpienie tytanowych łopatek wentylatorowych kompozytowymi zmniejsza o 30...40% ich masę oraz ze względu na zwiększoną sztywność, pozwala wyeliminować półki antywibracyjne. Wykonanie łopatek sprężarkowych z kompozytów zmniejsza obciążenie tarcz i bębnow sprężarkowych pozwalając projektować je jako lżejsze. Tak więc obniżenie masy silnika jest większe

niż to wynika ze zmniejszenia masy samych łopatek. Przyjmuje się, że wykonanie łopatek sprężarkowych z kompozytów metalicznych umożliwia obniżenie o 12% masy silnika turbinowego i aż o 25% masy dwuprzepływowego silnika wentylatorowego.

Wydaje się, że w najbliższych latach należy spodziewać się istotnego postępu w konstrukcji lotniczych silników turbinowych, związanego z zastosowaniem nowych, bardziej żaroodpornych i żarowytrzymałych materiałów na najbardziej obciążone cieplnie ich części oraz materiałów stosunkowo lekkich o wysokiej wytrzymałości właściwej i dobrej odporności cieplnej, które znajdują zastosowanie w budowie sprężarek nowych silników. Wprowadzanie nowych materiałów do budowy silników lotniczych wymaga zawsze przeprowadzenia kompleksowych, długotrwałych badań potwierdzających ich przydatność konstrukcyjną, zwłaszcza w zakresie gwarancji wysokiej niezawodności projektowanych napędów.

LITERATURA

- [1] **Ashby M. F., Jones D. R. H.:** *Materiały inżynierskie*. WNT, Warszawa 1995.
- [2] **Bojar Z., Przetakiewicz W. i inni:** *Materiały metalowe z udziałem faz międzymetalicznych*. BEL Studio Sp. Z o.o., Warszawa 2006.
- [3] **Ciszewski B., Przetakiewicz W.:** *Nowoczesne materiały w technice*. Bellona, Warszawa 1993.
- [4] **Chodorowski J., Ciszewski A., Radomski T.:** *Materiałoznawstwo lotnicze*. Wydawnictwa Politechniki Warszawskiej, Warszawa 1983.
- [5] **Elisieew Ju. S., Bojcow A. G., Krymow V. V., Chworostuchin L. A.:** *Technologija proizvodstwa awiacyjnych dwigatielej*, Maszynostrojenije, Moskwa 2003.
- [6] **Godzimirski J.:** *Lotnicze materiały konstrukcyjne*. Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa 2008.
- [7] **Wojtkun F., Sołncew J. P.:** *Materiały specjalnego przeznaczenia*. Politechnika Radomska, Radom 2001.

WYWAŻANIE WIRNIKÓW SILNIKÓW TURBINOWYCH

A. Rowiński

Instytut Lotnictwa

Streszczenie

W artykule przedstawiono problematykę konieczności wyważania statycznego i dynamicznego wirników silników turbinowych. Przedstawiono metodykę osiągnięcia wymaganej dokładności wyważania na przykładach zrealizowanych w Instytucie Lotnictwa konstrukcji silników: jednoprzepływowych K-15 i K-16 oraz dwuprzepływowego D-18.

Słowa kluczowe: *Lotniczy silnik turbinowy, wyważanie na wyważarce dynamicznej, stopień niewyważenia w warunkach pracy silnika.*

Wirnik silnika turbinowego jest obciążony siłami aerodynamicznymi pochodzącymi od oddziaływania gazów w kanale przepływowym silnika na łopatki sprężarki i turbiny, siłami osiowymi generowanymi ciśnieniem statycznym w wewnętrznych komorach odciążeniowych i chłodzących oraz siłami masowymi (odśrodkowymi) powodującymi odkształcenia w kierunku promieniowym elementów wirujących. Niejednorodne rozłożenie mas dla poszczególnych elementów wirnika względem jego osi geometrycznej powoduje, że wektory sił odśrodkowych mają niejednakowe wartości. Czynniki te są przyczyną drgań układu wirującego, które poprzez system łożyskowania przenoszone się na kadłub silnika. Szkodliwy wpływ sił odśrodkowych można ograniczyć poprzez wysoki poziom dokładności wymiarowej części i zachowanie współosiowości łączonych elementów. W tym celu stosuje się operacje wyważania wirnika poprzez korekcję rozkładu masy zarówno w zespole jak i dla poszczególnych elementów. Łożyska które są obciążone siłami pochodzącymi od ciężaru własnego wirnika, niewyważeniem, luzami w łożyskach, siłami pochodzącymi od przeciążeń w czasie lotu samolotu po torach krzywoliniowych oraz momentami groskopowymi, są zespołami których własności wytrzymałościowe pozwalają określić wielkość maksymalnej siły obciążającej wirnik a tym samym wielkość dopuszczalnego niewyważenia.

Dopuszczalne obciążenia statyczne Q_{stat} powinno być większe od Q i wynosi dla tego samego typu łożyska:

$$Q_{\text{stat}} = 0.85 * i * d_0^2$$

Dopuszczalne są obciążenia, które nie powodują odkształceń trwałych bieżni łożyska większych od 0.0001 średnicy elementu tocznego. Obciążenia jakie może przenosić łożysko kulkowe Q :

$$Q = \frac{60 * i^{0.7} * d_0^2 * \varphi * \cos \beta}{(n * h^3)}$$

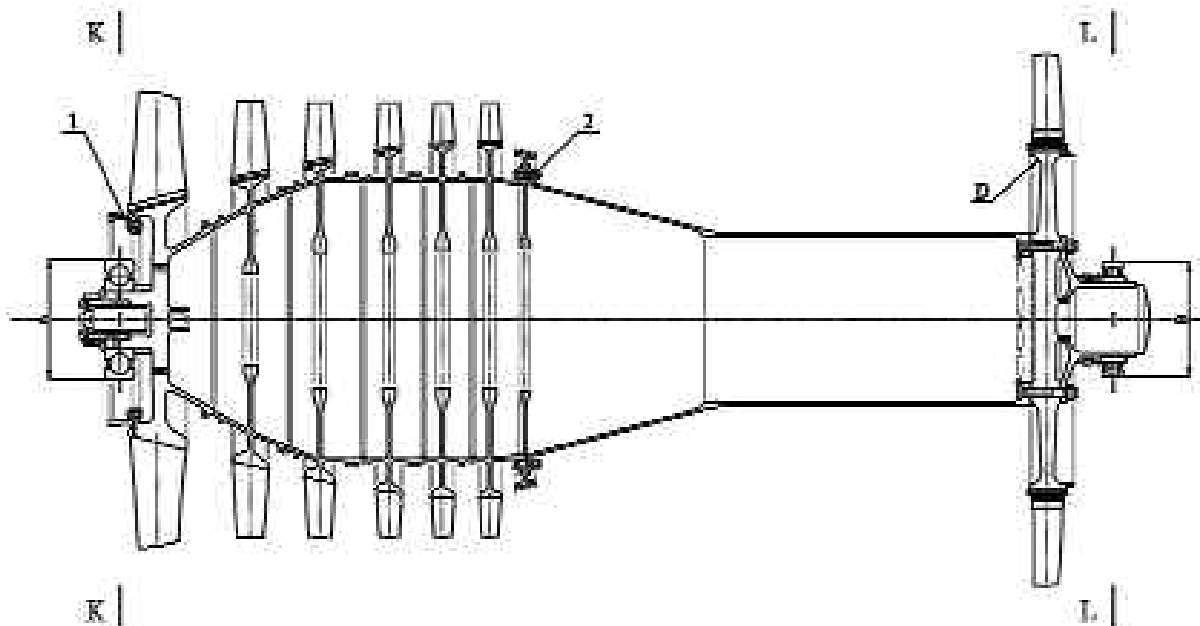
gdzie: d_0 - średnica kulki łożyska; i - liczba elementów tocznych; φ - współczynnik typu łożyska; β - kąt stycznej elementu tocznego; n - prędkość obrotowa; h - czas pracy łożyska

Reakcja P_s spowodowana niewyważeniem wirnika określona jest zależnością:

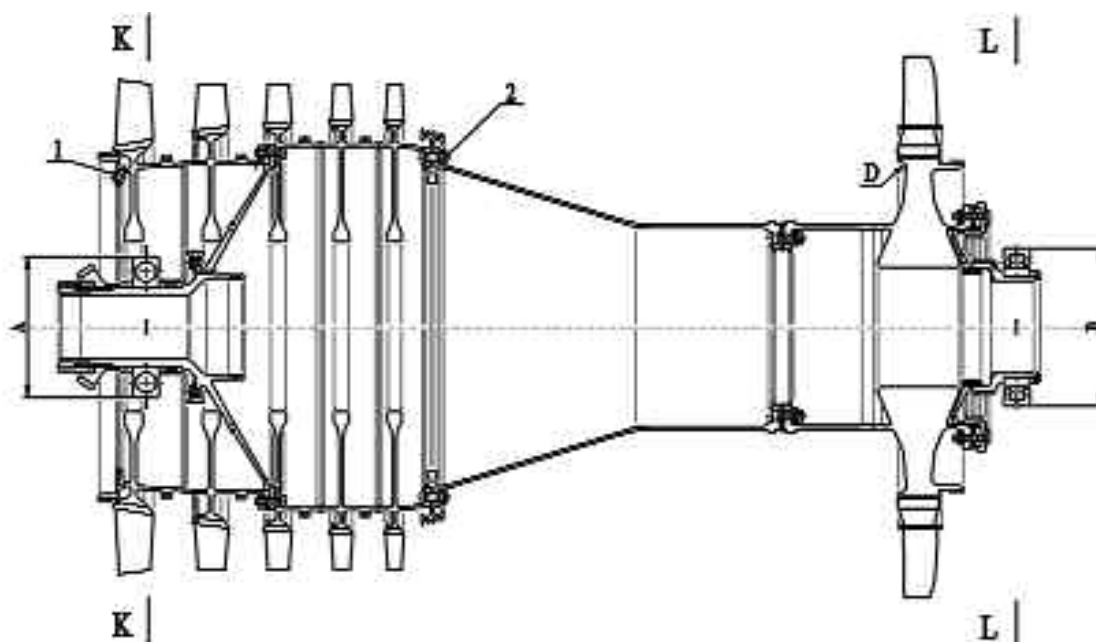
$$P_s = \frac{G_w \cdot \omega^2}{g}$$

gdzie: g – przyspieszenie ziemskie cm/s^2 ; G_w – oznacza wartość wektora niewyważenia $-gcm$;
 ω – prędkość kątowa wirnika $-1/s$

Wirnik silnika turbinowego jest wirnikiem sztywnym łożyskowanym na podporach struktury nośnej silnika znajdującej się na zewnątrz wirnika (rys. 1.) lub wewnątrz wirnika (rys. 2.). Wirnik składa się ze sprężarki, wału oraz tarczy turbiny. Elementy wirnika są zgrupowane w zespoły – wirnika sprężarki i wirnika turbiny. Wirniki wyważane są oddzielnie, w zespołach z tarczami technologicznymi, a następnie wielkość niewyważenia jest korygowana dla całego wirnika.



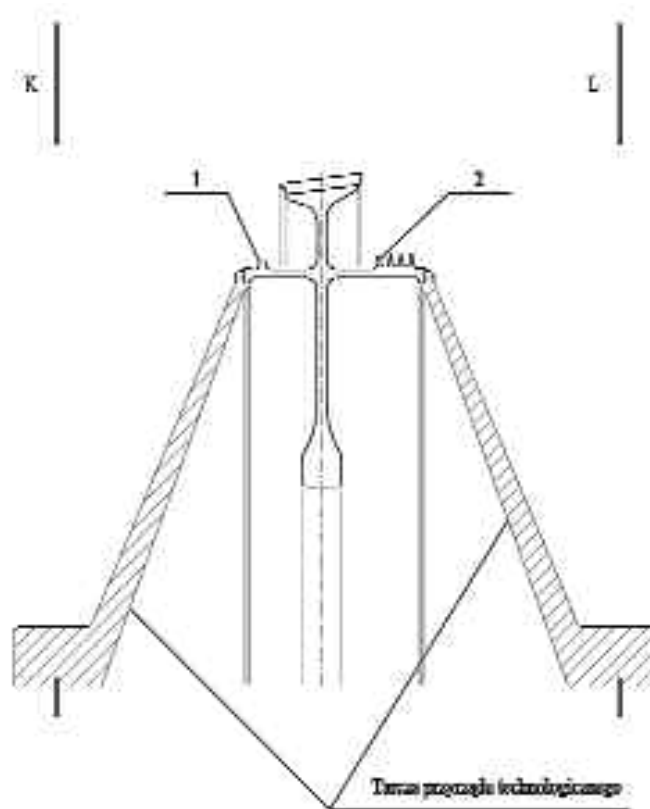
Rys. 1. Zespół wirnika sprężarki i turbiny silnika K15- do wyważania; 1,2-śruby wyważeniowe; D-miejsce usuwania materiału z tarczy turbiny



Rys. 2. Zespół wirnika sprężarki i turbiny wirnika wysokiego ciśnienia silnika D18- do wyważania; 1,2-śruby wyważeniowe; D-miejsce usuwania materiału z tarczy turbiny

WIRNIK SPRĘŻARKI

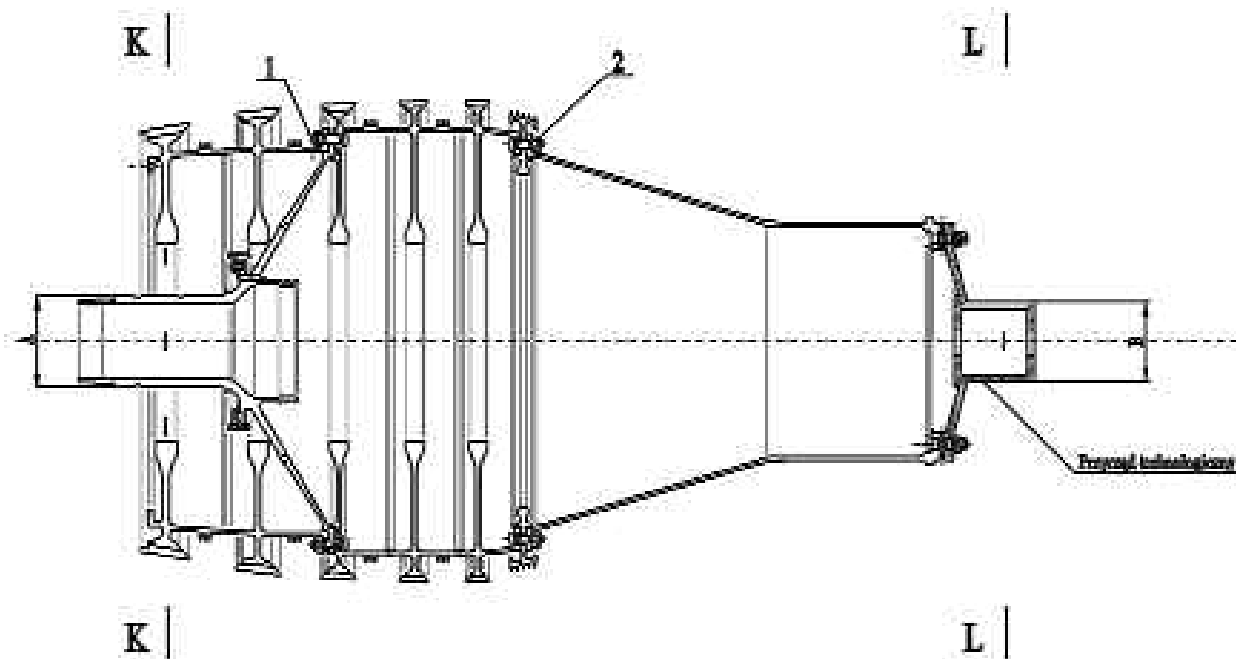
Wirnik składa się z tarcz sprężarki zespawanych w bęben, pierścienia pośredniego i łączących śrub. Tarcze pierwsza i ostatnia tworzące bęben sprężarki oraz pierścień pośredni nie podlegają wyważaniu indywidualnemu. Pozostałe tarcze są wyważane na wyważarce dynamicznej z dokładnością -3 gcm przy prędkości obrotowej 1000 obr/min. Tarcza sprężarki (rys. 3.) jest zamocowana w przyrządzie technologicznym składającym się z dwu cienkościennych tarcz stożkowych o kącie wierzchołkowym 140...150° podtrzymujących wyważaną tarczę na jej powierzchniach walcowych i czołowych. Tarcze przyrządu są zakończone czopami walcowymi o średnicy zewnętrznej $\varnothing 30$ mm, pozwalającym na ułożyskowanie zespołu wyważanego na rolkowych podporach wyważarki. Tarcze stożkowe przyrządu zwrócone stroną wierzchołkową na zewnątrz są ściągnięte śrubą centralną środkowaną w czopach łożyskowych z siłą 1.5...2.0 kN. Tarcza sprężarki jest ustawiona i zamocowana w przyrządzie tak, aby bicie promieniowe zewnętrznej powierzchni obrzeża tarczy względem powierzchni walcowej czopów przyrządu nie przekraczało 0.015 mm. Tarcze technologiczne są wyważane statycznie z dopuszczalnym niewyważeniem do 10 gcm. Stan wyważenia tarczy sprężarki jest uzyskiwany poprzez zdejmowanie materiału z powierzchni tarczy przeznaczonych konstrukcyjnie do tego celu.



Rys. 3. Tarcza IV stopnia sprężarki w przyrządzie technologicznym do wyważania; 1 i 2-miejsca usuwania materiału

Wirnik sprężarki bez łopatek

Tarcza sprężarki pierwszego stopnia jest wyważana w zespole jej wirnika wraz z pierścieniami labiryntów przed pierwszym i za ostatnim stopniem i łączącymi je śrubami. Wirnik sprężarki (rys. 4.) jest połączony z przyrządem technologicznym, umożliwiającym łożyskowanie zespołu na podporach wyważarki. Wstępne wyważenie uzyskane za pomocą przyklepianej plasteliny na powierzchniach tarczy jest zastępowane poprzez dobór śrub o podwyższonych łbach. Pożądaný moment statyczny śrub wyważających jest uzyskany przez ich odpowiednie rozmieszczenie na obwodzie. Po wyważeniu położenie śrub zostaje odcenowane przy odpowiednich otworach pierścienia labiryntu.



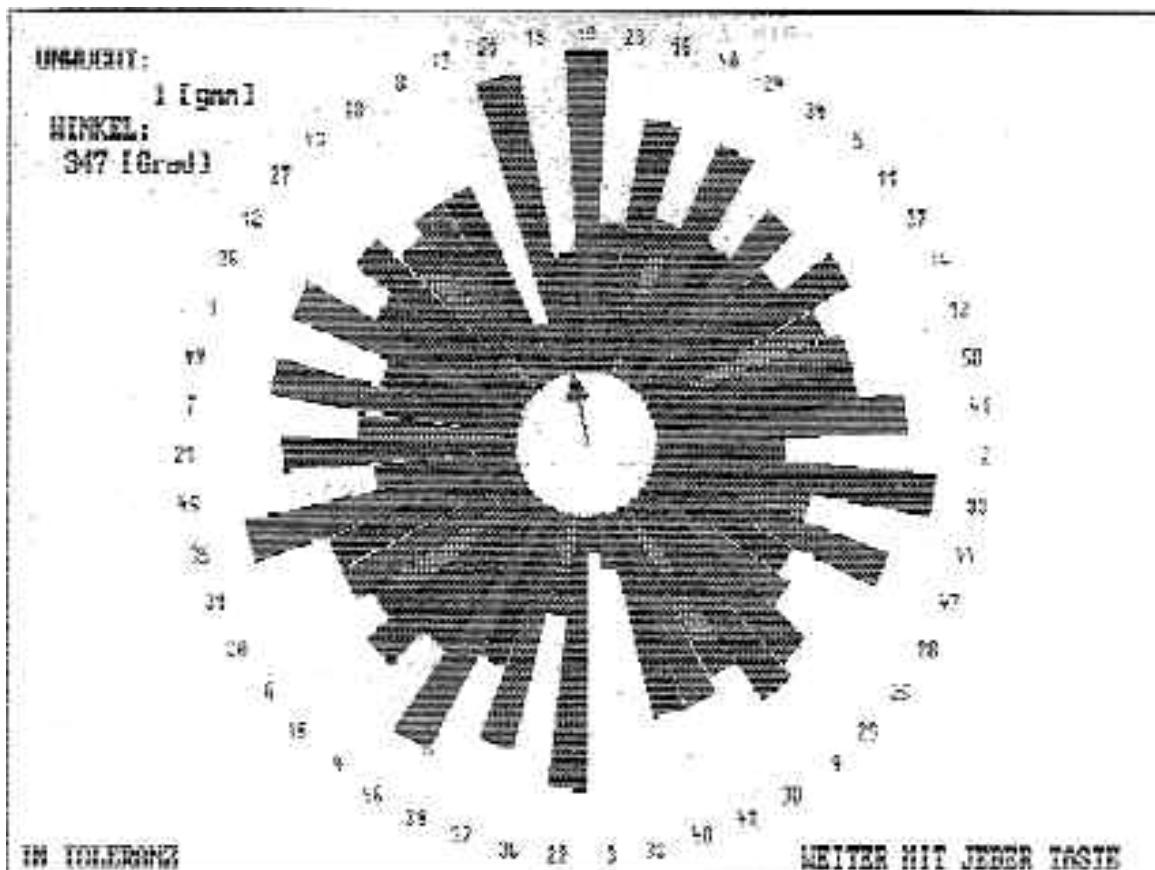
Rys. 4. Wirnik sprężarki wysokiego ciśnienia silnika D-18; 1,2-śruby wyważeniowe

Wirnik sprężarki wraz z łopatkami

Wirnik sprężarki składa się z bębna i łopatek wirnikowych poszczególnych stopni. Bęben tworzą tarcze zespawane elektronowo na obwodzie. Tarcze przed spawaniem są ustawiane w stos w przyrządzie spawalniczym tak aby wektory niewyważenia w sąsiednich tarczach były przesunięte wobec siebie o 180° . Łopatki są dobierane wg następujących zasad różnica momentów statycznych w komplecie I i II stopnia nie powinna przekraczać 22 gcm a dla pozostałych stopni 15 gcm. Łopatki są ustawiane we wrębach tarczy, tak aby różnica momentów statycznych łopatek o kolejnym numerze nie była większa niż 2 gcm, a moment statyczny ostatniej nieparzystej łopatki nie różnił się więcej niż 2 gcm od średniego momentu statycznego dwu sąsiednich łopatek. Wirnik sprężarki jest wyważany dynamicznie z masą umieszczoną pomiędzy podporami. Zespół do wyważania składa się z bębna sprężarki, łopatek wirnikowych wszystkich stopni, łożyska kulkowego oraz wszystkich elementów zamocowanych na czopie tarczy pierwszego stopnia, pierścienia labiryntu zamocowanego do ostatniego stopnia sprężarki oraz tarczy technologicznej z czopem. Na czopie zamocowane jest łożysko walcowe o podwyższonej klasie dokładności wykonania. Wzajemne położenia kątowe tarczy technologicznej i bębna sprężarki należy dobrać tak aby bicie promieniowe części zamkowej tarczy nie przekraczało 0.02 [mm].

Dopuszczalne niewyważenie wirnika sprężarki przed operacją wyważania wynosi 50 gcm. Proces wyważania odbywa się wieloetapowo, poprzez wielokrotne wyważanie wirnika wraz kolejno zamocowywanymi na nim łopatkami poszczególnych stopni. Wyważenie rozpoczyna się do rozmieszczenia łopatek na środkowym stopniu sprężarki a następnie wielkość niewyważenia, mierzona na podporach zewnętrznych, jest korygowana przez rozmieszczanie łopatek na kolejnych stopniach. Jeżeli niewyważenie przekracza dopuszczalną wielkość, można wymienić do 5 łopatek pierwszego stopnia i do 10 z ostatniego, na łopatki o innym momencie statycznym, przy czym należy zakładać łopatki o mniejszym momencie statycznym od wymienianych. Wykres z programu obliczającego rozkład łopatek na stopniu w/g ich momentów statycznych przytoczono na rys. 5.

Sprężarka jest wyważana do osiągnięcia 4 gcm na przedniej i tylnej podporze. Tarcza technologiczna wykonana jest w podwyższonej klasie dokładności tak, aby bicie promieniowe i czołowe powierzchni bazowych względem powierzchni walcowej czopa łożyska nie przekraczało 0.01 mm. Dokładność wyważenia tarczy wynosi -1 gcm.



Rys. 5. Rozmieszczenie łopatek stopnia sprężarki wg wartości ich momentów statycznych

WIRNIK TURBINY

Wirnik turbiny składa się z wału, tarczy nośnej wraz z łopatkami, czopa wału wraz z łożyskiem walcowym, tarczy technologicznej z osadzonym na jej czopie łożyskiem kulkowym i śruby sprzęgającej wirnik z napędem wyważarki (rys 6.). Rozmieszczenie łopatek w tarczy przebiega wg następujących zasad:

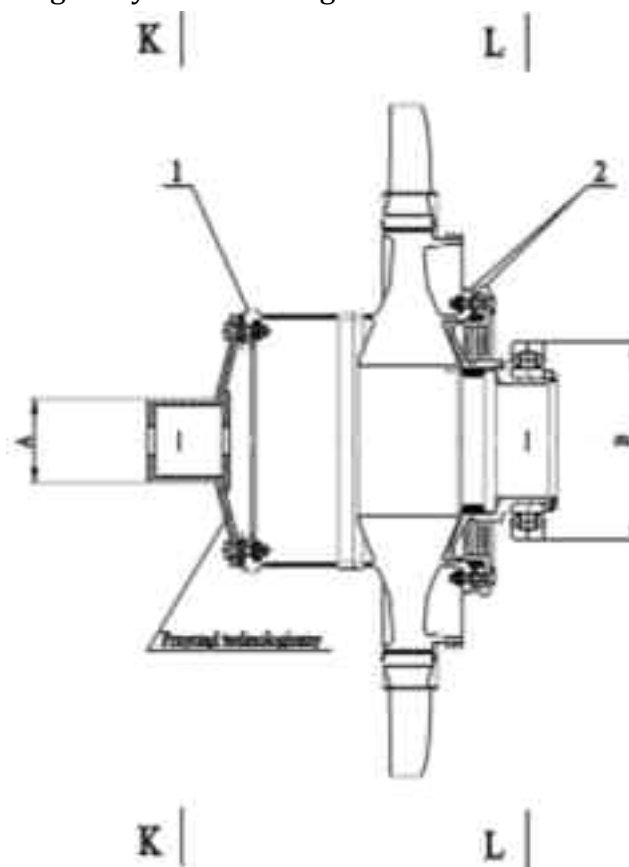
- różnica mas łopatek w jednym komplecie nie powinna przekraczać 2 gramów
- łopatki należy ustawiać w tarczy tak aby różnica mas kolejnych łopatek nie była większa niż 0.2 grama a masa ostatniej nieparzystej łopatki różniła się nie więcej niż 0.2 grama od średniej masy obydwu łopatek

Wzajemne położenie kątowe tarczy technologicznej i wirnika turbiny należy dobrać tak, aby bicie poprzeczne zewnętrznej walcowej powierzchni tarczy technologicznej względem osi wirnika nie przekraczało 0.015 mm. Zespół jest wyważany na wyważarce dynamicznej z dokładnością -4 gcm przy prędkości obrotowej 1000 obr/min. Tarcza technologiczna wykonana tak aby bicie promieniowe i czołowe powierzchni centrującej względem powierzchni walcowej czopa łożyska nie przekraczało 0.01 mm. A bicie wzdłużne powierzchni bazowej max. 0.01 [mm]. Dokładność wyważenia tarczy wynosi -1 gcm.

Dopuszczalne niewyważenie wirnika przed operacją wyważania wynosi w płaszczyźnie przedniej podpory 20 gcm a tylnej 50 gcm. W przypadku większych wartości, nie przekraczających odpowiednio 35 gcm i 85 gcm, poprawę stanu niewyważenia można osiągnąć poprzez:

- zmianę położenia kątowego wału turbiny względem tarczy turbiny z zachowaniem warunków bicia
- zmianę położenia kątowego czopa turbiny względem tarczy turbiny z zachowaniem warunków bicia
- zabudowę jednej lub więcej łopatek turbiny o odpowiedniej masie (przy czym masa łopatek powinna być mniejsza od łopatek wymienionych)

W celu uzyskania pożądanego stanu wyważenia należy w płaszczyźnie przedniej podpory zbierać materiał z zewnętrznego obrzeża kołnierza wału pomiędzy otworami śrub a w płaszczyźnie tylnej podpory wyważać plasteliną na powierzchni promienia wewnętrznego półki labiryntu. Po wyważeniu wirnika należy odczekać wzajemne położenie wału, czopa turbiny, labiryntu i pierścienia wewnętrznego łożyska walcowego.



Rys. 6. Wirnik turbiny zespołu wytwornicy spalin z silnika D- 18 w przyrządzie technologicznym do wyważania; 1,2-miejsca usuwania materiału z wału, tarczy turbiny i tarczy labiryntu

KOMPLETNY WIRNIK SPRĘŻARKI I TURBINY

Wirnik składa się z zespołu sprężarki, turbiny, łożysk podpór przedniej i tylnej, elementów ustalających bieżnię wewnętrzne łożysk na czopach oraz śrub i podkładek łączących obydwie zespoły (rys. 1.). Dopuszczalne niewyważenie wirnika przed operacją wspólnego wyważania w płaszczyznach przedniej (K) i tylnej (L) podpory nie powinno przekraczać 50 gcm. Za pomocą ciężarka zamocowanego w płaszczyźnie środkowego labiryntu (2) na rysunku 6 zostaje wprowadzony stan obciążenia w którym wektory niewyważenia rejestrowane na obydwu podporach (K) i (L) są przesunięte w fazie o $175 \div 180^\circ$ a stosunek ich wartości $1.5 \pm 5\%$.

Niewyważenie w płaszczyźnie podpory K jest korygowane poprzez zakładanie podkładek wyważających pod śruby łączące pierwszy stopień sprężarki z labiryntem, a w płaszczyźnie L, poprzez zdejmowanie materiału z tarczy turbiny (punkt D-rys. 1.) na łuku nie przekraczającym 20° . Dokładność wyważenia całego wirnika sprężarki i turbiny wynosi 4 gcm.

PODSUMOWANIE

Konstruktorski wymóg uzyskania jak najmniejszego stopnia niewyważenia wirnika dopuszczonego do montażu jest podyktowany faktem ograniczenia mocy wyważarki obracającej kompletny wirnik (z palisadami łopatek sprężarki i turbiny). W przypadku wyważania wirników silników K15 i D-18 prędkości obrotowe ich wirników wynosiły 1000 obr/min, co oznacza, że na zakresie maksymalnym pracy silników, (prędkości obrotowe wirników są rzędu 16000-17000 obr/min) powodując wzrost sił odśrodkowych od niewyważenia 250 krotnie.

LITERATURA

- [1] **R. Łączkowski:** *Wyważanie elementów wirujących*, Wyd. Naukowo - Techniczne, Warszawa 1979
- [2] **Carl Schenck AG Darmstad** - *Balancing Technology*, 1979
- [3] **Carl Schenck AG Darmstad**- *User's instructions for balancing machine H1BK*
- [4] **Instytut Lotnictwa, Zakład Silników Lotniczych**, *Instrukcja montażu i wyważania elementów i zespołów pędni silnika K-15*, Warszawa, 1993
- [5] **Instytut Lotnictwa, Zakład Silników Lotniczych**, *Projekt Wstępny silnika D-18 Obliczenia sił poprzecznych obciążających łożyska pędni*, Warszawa, 1987
- [6] **S. Szczeciński [i inni]:** *Lotnicze zespoły napędowe*, Wyd. WAT, Warszawa, 2009
- [7] **W. Balicki. [i inni]:** *Historia i perspektywy rozwoju napędów lotniczych*, Biblioteka Naukowa ILOT, Warszawa, 2005

POTRZEBY I SPOSOBY DIAGNOZOWANIA LOTNICZYCH SILNIKÓW TURBINOWYCH

Włodzimierz Balicki

Instytut Lotnictwa

Streszczenie

W artykule zarysowano historię rozwoju metod eksploatacji silników turbinowych oraz niektóre aspekty dotyczące algorytmów stosowanych w układach diagnozowania lotniczych silników turbinowych. Zwrócono uwagę na korzyści ekonomiczne i wzrost poziomu bezpieczeństwa latania związany z wprowadzeniem systemów diagnostycznych.

Słowa kluczowe: napędy lotnicze, lotnicze silniki turbinowe, eksploatacja, diagnozowanie

WPROWADZENIE

Zespół napędowy, to jeden z najważniejszych, a przy tym bardzo kosztownych elementów samolotu. Od jego niezawodnego działania zależy bezpieczeństwo latania (w czasie lotu samolot nie ma „pobocza”, na którym mógłby się zatrzymać w przypadku awarii silnika – takie awarie spowodowały katastrofy obydwu samolotów Ił-62 „Kopernik” i Ił-62 M „Kościuszko”). Z tych powodów już w 1930 r wprowadzono w USA nakaz remontowania silników lotniczych po każdych 300 godzinach pracy („*hard time system*”). Koszt współczesnego dużego silnika odrzutowego do zespołu napędowego samolotu pasażerskiego przekracza 20 milionów dolarów, a każdy remont takiego silnika, to wydatek następnych kilkuset tysięcy dolarów. Jednocześnie – ze względu na bardzo wysokie obciążenia mechaniczne i cieplne konstrukcji – urządzenia te są bardzo podatne na uszkodzenie. O tym, że obciążenia turbinowych silników lotniczych są rzeczywiście szczególnie wysokie mogą świadczyć niektóre parametry ich pracy:

- maksymalne prędkości obrotowe wirników zawierają się od ok. 8500 obr/min dla dużych silników (Rolls-Royce Olympus 535) i sięgają 52 000 obr/min dla niewielkich silników śmigłowcowych (Allison 250-C20);
- maksymalna temperatura spalin osiąga 1800 K;
- ciśnienie spalin w komorze spalania przekracza 40 barów;
- wysokie obciążenie cieplne komory spalania np. energia zawarta w strumieniu spalin opuszczających komorę spalania (niewielkiego) silnika odrzutowego K-15 na zakresie startowym sięga 30 MW, a moc przekazywana z turbiny do sprężarki tego silnika wynosi ok.4,5 MW.

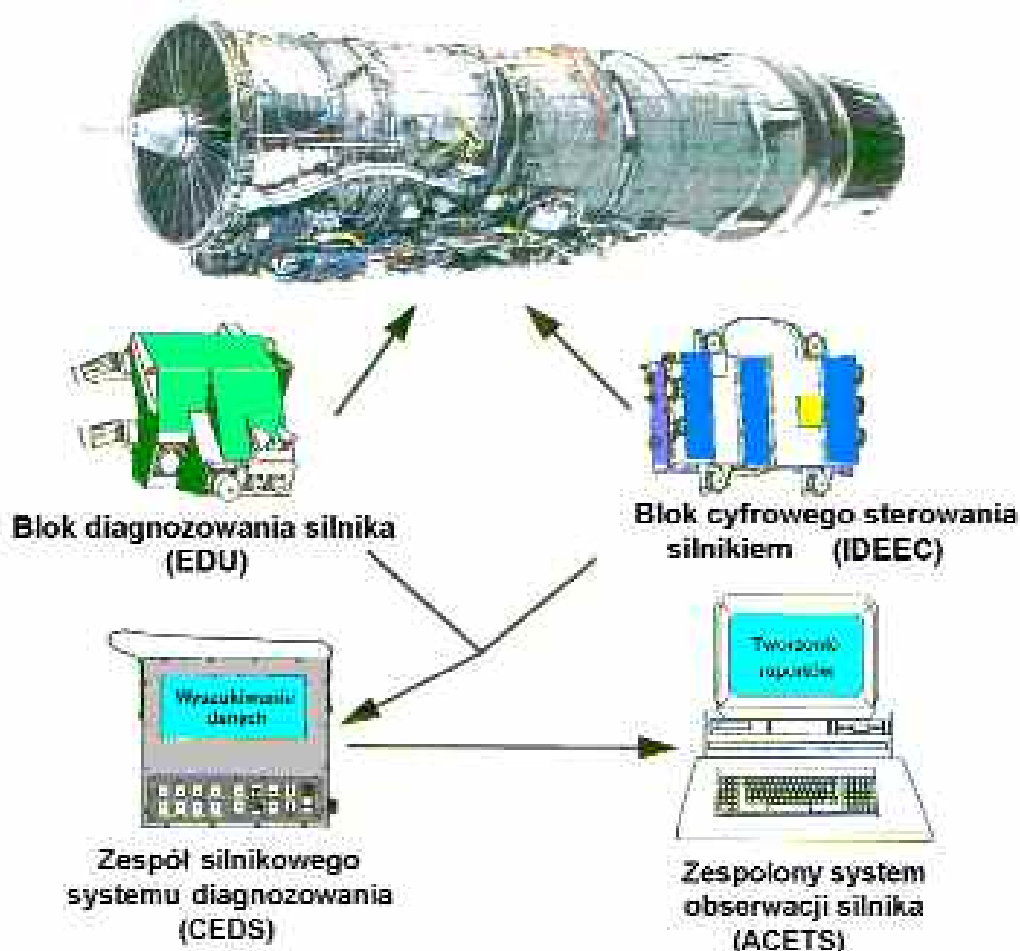
Dążąc do obniżenia kosztów eksploatacji, przy zachowaniu wymaganej niezawodności zespołów napędowych, poszukiwano metod określania ich aktualnego stanu technicznego. Dzięki temu rozwinęła się diagnostyka lotniczych silników turbinowych i zaczęto wprowadzać system eksploatacji według bieżącego stanu technicznego („*on condition*”).

ROZWÓJ METOD DIAGNOZOWANIA

Jedną z pierwszych prób wykorzystania układów pomiarowych wchodzących w skład systemów sterowania silnikami do kontroli stanu zespołu napędowego było zapisywanie wskazań przyrządów w określonych warunkach lotu. Tak uzyskane wartości nanoszono na indywidualne charakterystyki każdego silnika i obserwowano „trendy w dłuższym czasie i anomalie”. Procedury takie zastosowano w połowie lat siedemdziesiątych na samolotach KC-135 Stratotanker (z silnikami J57-PW-59W), a następnie na samolotach B-52 Stratofortress (silniki TF-33-P3). W efekcie uzyskano większą niezawodność zespołów napędowych dzięki wcześniejszemu wykrywaniu stanów niebezpiecznych oraz uniknięciu wtórnych uszkodzeń silników po drobnej awarii ale zaistniałej w trakcie lotu.

Dążono następnie (szczególnie wytwórcy silników) do zautomatyzowania procesu rejestracji po to, by uniknąć jakichkolwiek zafałszowań np. pomijania przypadków przekroczeń dopuszczalnych wartości parametrów pracy. Początkowo (koniec lat siedemdziesiątych) próbowano używać automatycznych pisaków, które szybko zostały wyparte przez magnetofony pomiarowe z taśmą magnetyczną.

Wykorzystując postęp technologiczny związany z rozwojem mikrokomputerów opracowano rejestratory cyfrowe, w których informacje są gromadzone w pamięci masowej. Jednocześnie (lata osiemdziesiąte ub. w.) doskonalono komputerowe metody przetwarzania nagromadzonych danych dotyczących zmian parametrów pracy silników. W efekcie powstały systemy wspomagające eksploatację silników turbinowych: w USA Turbine Engine Monitoring System (TEMS), Comprehensive Engine Management System (CEMS), a w Polsce systemy THETYS, SAMANTA i DIA-K15.



Rys.1. Przepływ informacji w systemie monitorowania silnika F-100-PW-220 [10]

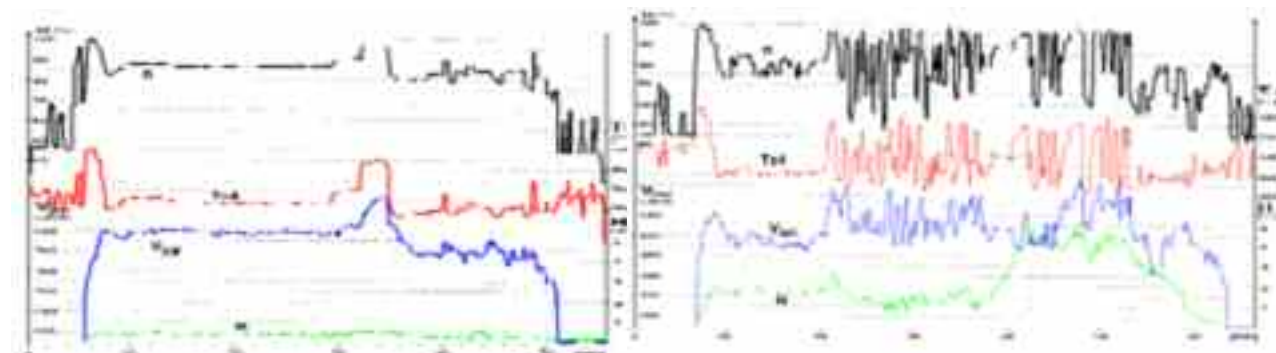
Ostatecznie wykształciły się następujące metody diagnozowania silników turbinowych:

- kontrola wybranych parametrów pracy silnika (metoda parametryczna);
- endoskopia (z zastosowaniem światłowodów);
- metody diagnostyki wibroakustycznej;
- badanie zużycia oleju i analiza spektroskopowa produktów zużycia (zwłaszcza metali) nagromadzonych w oleju i w filtrach.

CZYNNIKI WPŁYWAJĄCE NA TRWAŁOŚĆ LOTNICZYCH ZESPOŁÓW NAPĘDOWYCH

Na podstawie oceny silników kierowanych do remontu po okresie odpowiadającym resursowi można było stwierdzić, że zużycie elementów zależy nie tylko od liczby przepracowanych godzin, ale również od wielu, niekiedy trudnych do oceny czynników, takich jak rodzaj zadań lotnych wykonywanych przez załogę samolotu (profile lotów), rodzaj środowiska pracy (zapylenie, aerozol morski), stopień wyszkolenia i indywidualne cechy psychofizyczne pilota.

Wdrażanie do użytkowania automatycznych systemów diagnozowania lotniczych silników turbinowych dało możliwość odejścia od kosztownego sposobu eksploatacji według resursu godzinowego na korzyść znacznie oszczędniejszej eksploatacji z bieżącą oceną stanu technicznego. Był to skutek gwałtownie rozwijających się elektronicznych metod pomiarów i rejestracji parametrów pracy, miniaturyzacji czujników pomiarowych, a także obserwacji zależności stanu zespołów remontowanych silników od warunków, w jakich były użytkowane, od „profilu obciążeń”, a także od rodzaju misji lotnych wykonywanych przez statek powietrzny (samolot, śmigłowiec), którego napęd stanowiły. Jako przykład mogą służyć przedstawione na rys. 2 przebiegi zmian parametrów lotu i parametrów pracy silników samolotu I-22 Iryda wykonującego typowe misje lotne.



Rys. 2. Zapisy przebiegów parametrów silnikowych i lotnych samolotu szkolno-bojowego I-22 Iryda z silnikami K-15 zarejestrowanych podczas wykonywania dwóch misji bojowych realizowanych w ramach eksperymentalnych badań prototypów (rys. z lewej strony: lot na bombardowanie celu; rysunek z prawej strony: lot na przechwytywanie przeciwnika i walka powietrzna). Widoczne jest ogromne zróżnicowanie dynamiki zmian zakresów pracy silników

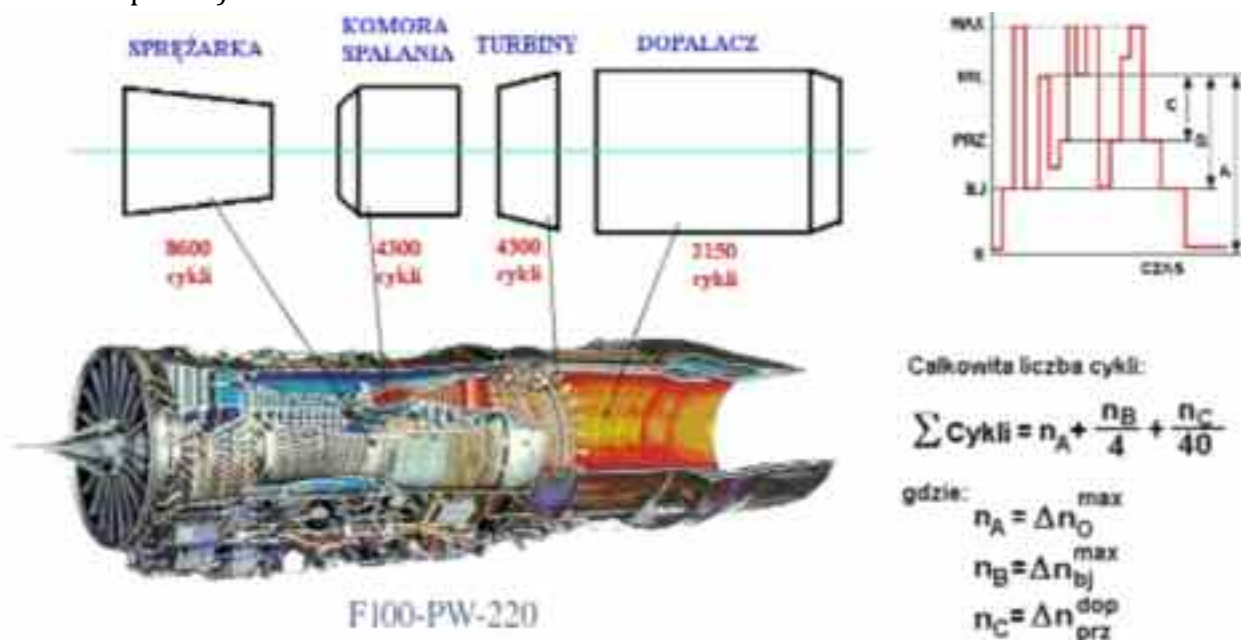
Rozwój systemów eksploatacji dotyczył następnie uściślenia wiarygodności ocen stanu diagnozowanych silników poprzez radykalne zwiększenie liczby obserwowanych parametrów i wybór tych, które stanowią efektywne nośniki informacji diagnostycznej. Zaczęto też stosować metody statystyki matematycznej do przetwarzania wyników pomiarów, co umożliwiło prognozowanie okresu dalszego, bezpiecznego użytkowania silników.

Dążąc do tego, aby silniki lotnicze osiągały odpowiednio duże moce i ciągi konstruktorzy dopuszczają lokalne przekraczanie granicy sprężystości materiału, zyskując przez to na masie konstrukcji, ale wiedząc przy tym, że trwałość tak zaprojektowanych elementów będzie ograniczona (np. masa każdego z silników śmigłowcowych serii T64 firmy General Electric o mocy rzędu 2500...3300 kW nie przekracza 330 kg, podczas gdy tłokowy silnik okrętowy MTU 20V4000C23L o podobnej mocy ma masę 10 700 kg). Do produkcji silników turbinowych stosuje się specjalne,

wysokowytrzymałe materiały (np. tytan, stopowe stale żarowytrzymałe). W projektowaniu wykorzystywane jest powszechnie oprogramowanie oparte na metodzie elementów skończonych, pozwalające na wielowariantową optymalizację rozwiązań i wskazanie tych miejsc konstrukcji, gdzie amplitudy zmian naprężeń w materiale będą największe.

Trwałość tych konstrukcji wyraża się poprzez liczbę zmian obciążeń, jaką ona może bezpiecznie przenieść (tzw. cykli). Prototypy silników poddawane są próbom dowodowym (w tym trwałościowym), umożliwiającym wykrycie najsłabszych węzłów konstrukcji, to jest najszybciej ulegających zużyciu zmęczeniowemu. Niektórzy wytwórcy silników – np. firma Pratt and Whitney – publikują zależności pozwalające obliczyć dopuszczalną liczbę przenoszonych cykli zmęczeniowych, w których uwzględnia się również „niepełne cykle”, tzn. zmiany parametrów pracy silnika w niewielkim zakresie (rys. 3).

Skutkiem spostrzeżenia, że poszczególne podzespoły silnika turbinowego zużywają się w różny sposób (gdyż są niejednakowo obciążone), są zmiany w filozofii konstruowania, tzn. wprowadzenie modułowej budowy silników. Zwykle jako moduły występują: zespół wentylatora, zespół sprężarki, zespół komory spalania, zespół turbin, zespół dyszy wylotowej (ewentualnie dopalacz).



Rys. 3. Schemat wymiany modułów silnika odrzutowego w zależności od liczby przeniesionych cykli zmęczeniowych oraz algorytm ich wyznaczania (na podst. [10]): BJ – zakres biegu jałowego, PRZ – zakres przelotowy, MIL – zakres „militarny” (max ciąg bez dopalania), MAX – max ciąg z dopalaniem

W efekcie silniki produkowane są jako zamienne moduły. Ich liczba jest odwrotnie proporcjonalna do trwałości, tj. należy wytwarzać najwięcej modułów, których żywotność jest najmniejsza (przenoszą najmniejszą liczbę cykli – w przykładzie na rys.3 chodzi o dopalacz). Modułowa konstrukcja umożliwi skrócenie czasu remontu silnika. W bazie remontowej wymieniany jest kompletny moduł – nie ma konieczności pracochłonnego demontażu silnika na elementy. „Zużyte” moduły mogą być regenerowane w zakładzie wyższego szczebla lub u wytwórcy.

4. WYBÓR ZESTAWU PARAMETRÓW ZAWIERAJĄCYCH INFORMACJĘ DIAGNOSTYCZNĄ

Z punktu widzenia specjalisty odpowiedzialnego za ocenę bieżącego stanu technicznego silnika (diagnozowanie) i wykrywanie przyczyn zaistniałych awarii (genezowanie) im więcej parametrów pracy podlega pomiarom i rejestracji, tym lepiej. Dlatego w kosztownych i bardzo skomplikowanych samolotach system ten jest bardzo rozbudowany, np. w samolocie B-1B rejestruje się aż ok. 10 tys. parametrów z 35 układów. W prostych i względnie tanich silnikach

poprzestaje się na minimum ograniczając się do sygnałów prędkości obrotowej i temperatury spalin – wielkości te są mierzone w każdym silniku turbinowym.

Jest oczywiste, że należy rejestrować te parametry, które zawierają najwięcej informacji przydatnych w procesie diagnozowania.

Sygnał prędkości obrotowej służy między innymi do oceny przebiegu rozruchu (w tym liczby rozruchów), akceleracji, deceleracji i wybiegu (czasu trwania tych procesów), działania regulatora i ogranicznika prędkości obrotowej, czasu trwania ewentualnych przekroczeń prędkości maksymalnej, obliczania liczby cykli zmęzeniowych, rozpoznawania zakresów pracy (startowy, przelotowy, itp.) oraz wyznaczania charakterystyk silnika.

Sygnał temperatury spalin za turbiną służy do oceny działania ogranicznika, czasu trwania przekroczeń dopuszczalnej wartości temperatury, do obliczania sprawności izentropowej turbiny, masowego natężenia i prędkości wypływu spalin, a obserwacja tendencji zmian na charakterystycznych zakresach pracy pozwala prognozować czas pracy pozostały do remontu silnika. Obserwacja pola temperatury za turbiną (lub komorą spalania) umożliwia diagnozowanie wtryskiwaczy paliwa.

Sygnał całkowitego ciśnienia powietrza za sprężarką może być wykorzystany do wykrywania objawów niestatecznej pracy sprężarki (pulsacje ciśnienia), pozwala ocenić sprawność sprężarki (zabrudzenie, erozja łopatek, powiększenie luzów wierzchołkowych).

Sygnał natężenia przepływu paliwa do komory spalania może być wykorzystany do oceny pracy układu sterowania silnikiem (jest to podstawowy sygnał sterujący dla każdego silnika turbinowego), do obliczania jednostkowego zużycia paliwa i obserwacji tendencji zmian tego parametru wynikających ze zmniejszającej się sprawności zespołów silnika.

Ponieważ rejestracja każdego, kolejnego parametru wiąże się z zainstalowaniem w silniku odpowiedniego czujnika, wykonaniem toru pomiarowego, zwiększeniem liczby wejść do rejestratora pokładowego i powiększeniem pamięci przechowującej dane pomiarowe, więc należy optymalizować zestaw wielkości mierzonych tak, by uwzględnić te, które zawierają najwięcej informacji diagnostycznej i wystarczą do stwierdzenia, czy silnik jest zdalny, czy też nie do dalszej eksploatacji. Można ten zestaw dobierać badając wrażliwość jakiegoś istotnego parametru, np. ciągu, na zmiany innych parametrów określających stan pracy silnika: prędkości obrotowej, ciśnienia powietrza za sprężarką, przepływu paliwa itp. Poniżej przedstawiono współczynniki wpływu na ciąg wyznaczone dla silnika K-15 pracującego w hamowni stacjonarnej (są to wartości pochodnej danego parametru względem ciągu).

Tabela 1.

Zakres pracy	W_n	$W_{m_{pal}}$	$W_{p_{wtr}}$	WT_4	$W_{p_{c2}}$
Bieg jałowy	0,53	0,30	0,52	-0,07	0,33
Start	0,23	1,14	2,22	0,56	0,60

Z powyższej tabelki wynika, że zmiany ciągu tego silnika są silnie zależne od zmian natężenia przepływu paliwa do komory spalania m_{pal} oraz spadku ciśnienia na wtryskiwaczach Δp_{wtr} . W dalszej kolejności od ciśnienia powietrza za sprężarką p_{c2} i temperatury spalin T_4 .

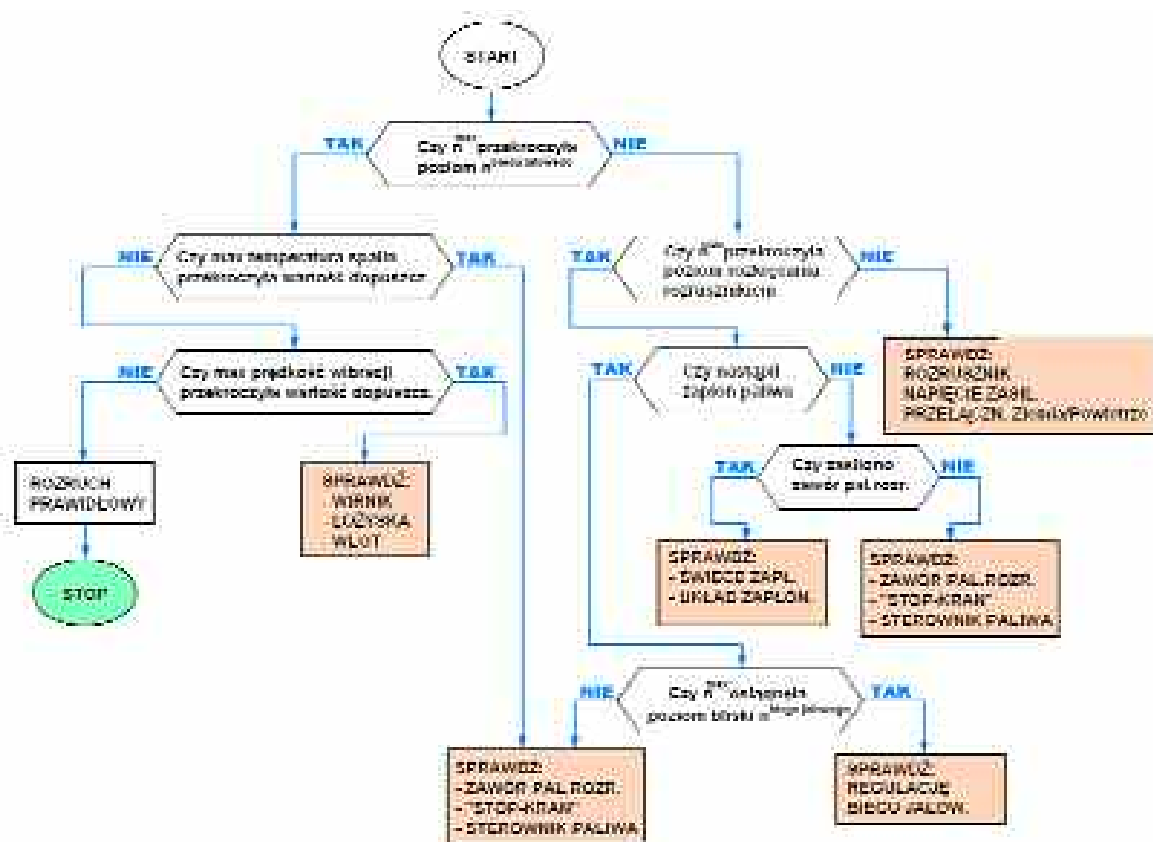
Innym sposobem „kompletowania” zestawu parametrów jest wykorzystanie tej części „Instrukcji eksploatacji silnika”, w której zawarto opis symptomów uszkodzeń i sposoby ich usuwania. Analizując ten opis można wskazać parametry pracy silnika, które zawierają informację umożliwiającą rozpoznanie poszczególnych uszkodzeń. Suma tak dobranych wielkości tworzy potrzebny zestaw parametrów do rejestracji.

PRZYKŁADY ALGORYTMÓW DIAGNOZOWANIA

Od początków zastosowania silników spalinowych prowadzono ocenę „jakości” ich pracy. Początkowo do tej oceny wystarczał zgrubny pomiar zużycia paliwa (ilość, jaką należało

zatankować do zbiornika, po określonym czasie pracy), albo oszacowanie mocy (jakie przyspieszenia mógł osiągać napędzany pojazd). I chociaż początki wprowadzania diagnozowanie silników lotniczych polegały na zapisywaniu wartości parametrów pracy w zdefiniowanych stanach ustalonych, to wiadomo było, że najwięcej informacji można uzyskać analizując stany przejściowe (dynamikę): rozruch, akcelerację, decelerację i „wybieg” wirnika po wyłączeniu silnika.

Na rysunku 4 przedstawiono schemat blokowy programu, który pozwala automatycznie diagnozować rozruch jednowirnikowego silnika odrzutowego poprzez analizę (komputerową) zapisu przebiegu. Wskazane ewentualne niesprawności są zwykle charakterystyczne dla określonego typu silnika. Częstość ich występowania może być wyznaczona w trakcie badań prototypów – niektóre, szczególnie „zawodne” elementy konstrukcji są wtedy zastępowane innymi rozwiązaniami (np. stalowe łopatki wirnika sprężarki tytanowymi, itp.). Przedstawiony algorytm oraz inne procedury dotyczące analizy przebiegu rozruchu w locie, akceleracji i deceleracji, „wybiegu wirnika” zastosowano w automatycznym systemie diagnozowania silników „DIA-K15” opracowanym w Instytucie Lotnictwa i ITWL w połowie lat 90-tych ub. w.

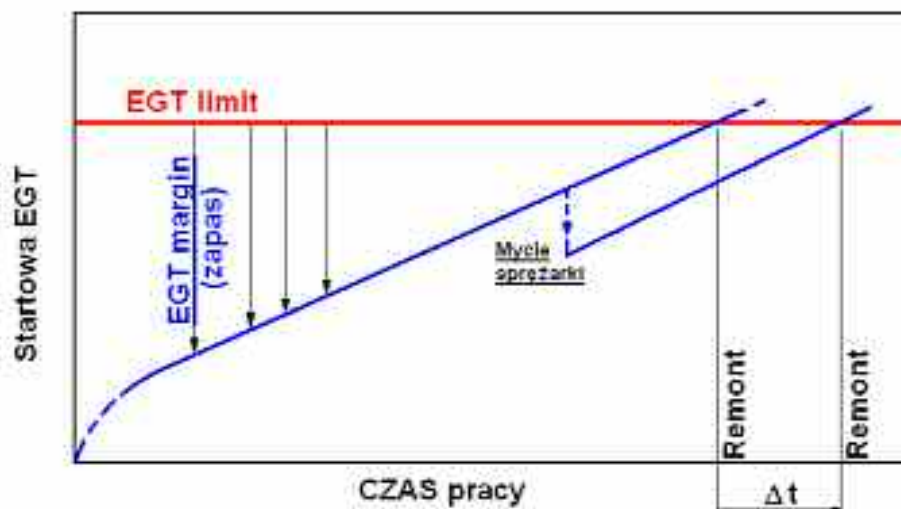


Rys. 4. Schemat algorytmu diagnozowania stanu silnika odrzutowego w czasie rozruchu na ziemi

Oprócz skomplikowanych systemów diagnozowania silników turbinowych stosuje się praktyczną ocenę stopnia zużycia silnika polegającą na sprawdzaniu „zapasu temperatury spalin” (EGT margin), tzn. różnicy pomiędzy aktualną, średnią temperaturą spalin, mierzoną na zakresie startowym, a temperaturą dopuszczalną, określoną przez wytwórcę (rys. 5).

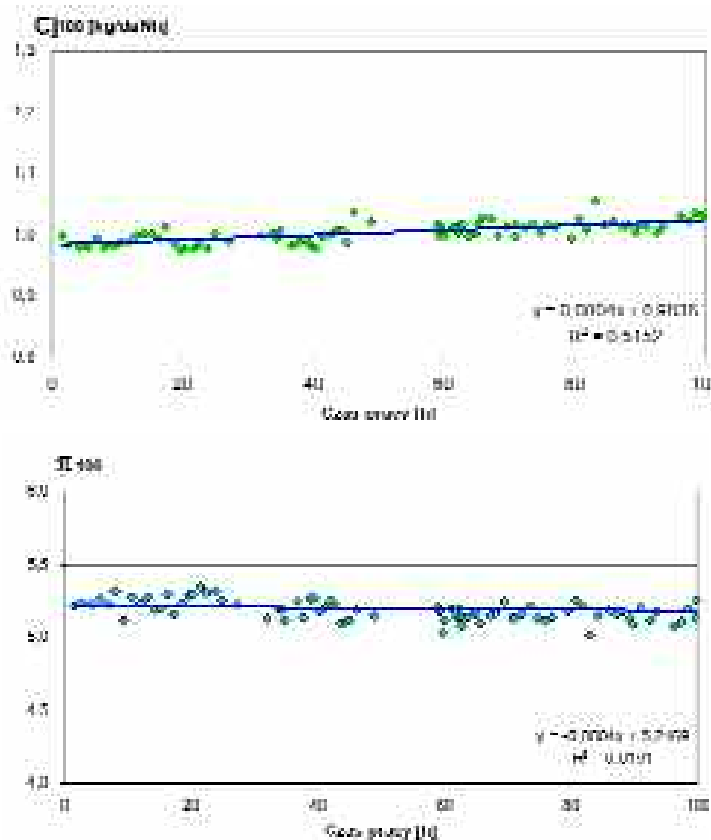
Średnia temperatura spalin wzrasta wraz z liczbą godzin przepracowanych przez silnik (np. dla silników „rodziny” CFM-56 obserwuje się przyrost EGT o 2...3 stopnie na każde 1000 godzin pracy) i jest to pośredni wskaźnik stanu jego podzespołów. Z powodu erozji i postępującego zniekształcania łopatek wirnikowych sprężarki i turbiny obniżają się ich sprawności. Aby podtrzymać ciąg silnika na poprzednim poziomie spadek ten musi być rekompensowany wzrostem zużycia paliwa, a ten wzrost odbija się wzrostem temperatury spalin (w tych samych warunkach pracy). Tendencję tę można do pewnego stopnia powstrzymywać stosując mycie

(pierwszych stopni) sprężarki. Zabieg taki poprawia jej sprawność i pociąga za sobą obniżenie temperatury spalin o kilka do kilkunastu stopni. Dzięki temu można wydłużyć okres międzyremontowy silnika i zmniejszyć koszty jego eksploatacji.



Rys. 5. Zmiana temperatury spalin (EGT) w trakcie eksploatacji silnika

Bazy danych pomiarowych uzyskane dzięki zastosowaniu rejestratorów eksploatacyjnych pozwalają obserwować indywidualne (dla każdego silnika osobno) tendencje zmian niektórych parametrów: temperatury spalin, jednostkowego zużycia paliwa, ciśnienia powietrza za sprężarką, poziomu drgań, itd.



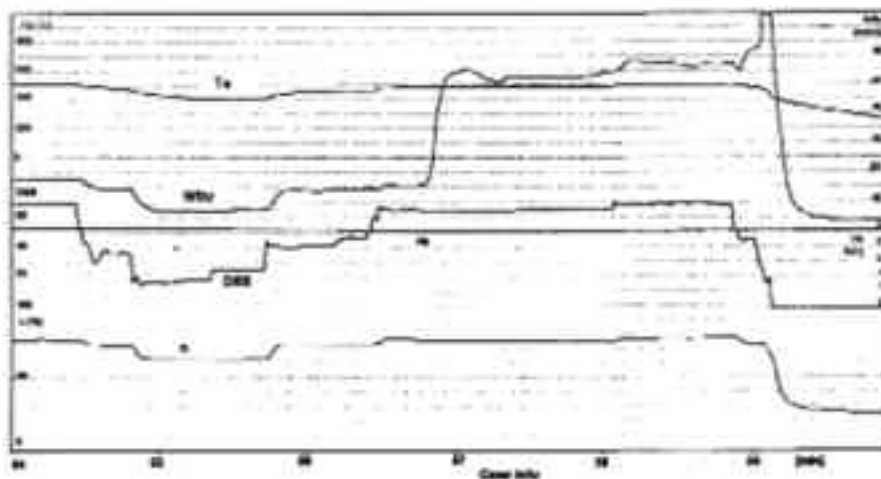
Rys. 6. Wyniki obserwacji zmian jednostkowego zużycia paliwa C_j i sprężu π w trakcie 100 godzin eksploatacji silnika

Intensywność eksploatacji można również oceniać poprzez rozmaite wskaźniki, np. „skumulowaną” prędkość obrotową, temperaturę spalin, zużycie paliwa itp. Tę „kumulację” uzyskuje się

całkując przebieg zmian danego parametru względem czasu.

PODSUMOWANIE

Systemy rejestracji i przetwarzania wybranych parametrów pracy silników umożliwiają nie tylko bieżącą ocenę ich stanu (diagnostowanie), ale również przewidywanie okresu dalszej niezawodnej pracy (prognozowanie) oraz analizę przyczyn, które doprowadziły do ewentualnych uszkodzeń (genezowanie). Oprócz poprawy wskaźników ekonomicznych eksploatacji poprawie podlega też bezpieczeństwo latania. Niektóre z parametrów – najistotniejsze dla bezpieczeństwa eksploatacji, np. prędkości obrotowe wirników, temperatura spalin, wibracje kadłuba są wizualizowane w kabinie załogi statku latającego. Efekty tego są trudne do oceny.



Rys. 7. Zarejestrowany w czasie lotu transatlantyckiego przypadek uszkodzenia silnika samolotu Ił-62M. Ts - temperatura spalin wylotowych, Wibr - prędkość drgań, n - prędkość obrotowa wirnika wysokiego ciśnienia, DSS - położenie dźwigni sterowania silnikiem

Jednym ze znanych przypadków jest awaria silnika samolotu Ił-62M linii PLL LOT nad Atlantykiem. W porę dostrzeżony sygnał podwyższonego poziomu prędkości drgań umożliwił wyłączenie go i dotarcie z pasażerami na lotnisko w Montrealu.

LITERATURA

- [1] **Balicki W., Szczeciński S.**, *Diagnostyka lotniczych silników turbinowych. Zastosowanie symulacyjnych modeli silników do optymalizacji zbioru parametrów diagnostycznych*. Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, 2001
- [2] **Dzierżanowski P., Kordziński W., Otyś J., Szczeciński S., Wiatrek R.**, *Turbinowe silniki śmigłowe i śmigłowcowe*, Wyd. Komunikacji i Łączności, Warszawa, 1985
- [3] **Głowacki P., Michalak B., Szczeciński S.**, *Mycie kanału przepływowego*, Wojskowy Przegląd Techniczny, zesz. 3, s. 157, 1990
- [4] **Hemingway B.E.**: *Surge and its implications in gas turbines. The Oil Engine and Gas Turbine*, October, England, 1961
- [5] **House E.M.**: *Experience with the TF40B engine in the LCAC fleet*. International Gas Turbine and Exposition Cologne, Germany, June 1-4, 1992
- [6] **Keba I.W.** *Diagnostika awiacyjnych gazoturbinowych dwigatieliej*, Wyd. „Transport”, Moskwa, 1980
- [7] **Korczewski Z.**: *Metoda diagnostowania części przepływowej okrętowego turbinowego silnika spalinowego w eksploatacji*. AMW, rozprawa doktorska, Gdynia, 1992
- [8] **Korczewski Z.**: *Identyfikacja procesów gazodynamicznych w zespole sprężarkowym okrętowego turbinowego silnika spalinowego dla potrzeb diagnostyki*, AMW, Gdynia, 1999
- [9] **Szczepanik R., Szczeciński S.**, *Badanie warunków zasysania zanieczyszczeń mechanicznych*

do wlotów turbinowych silników odrzutowych, Techn. Lotn. i Astron. zesz. 3 s.34-3, 1978.
Opisy silników F100 – PW – 220/220E/229 Growth, Materiały firmy Pratt and Whitney.

LOTNICZE PALIWA I OLEJE

Zbigniew Pągowski
Instytut Lotnictwa

Streszczenie

W artykule przedstawiono aktualny stan wykorzystywanych w lotnictwie paliw i olejów smarnych z przytoczeniem cech tych cieczy na tle warunków wynikających z rodzaju lotnictwa i realizowanych misji. Opisano tendencje zastępowania paliw i olejów pochodzenia mineralnego, o wyczerpujących się źródłach kopalnych, paliwami i olejami pochodzenia organicznego - odtwarzalnymi(!).

Słowa kluczowe: biopaliwa, oleje i paliwa syntetyczne, lepkość, liczba oktanowa

Era ropy naftowej zmieniała oblicze świata, ale się kończy. Dostępne zasoby światowej ropy naftowej bowiem nadspodziewanie szybko kurczą się, a zapotrzebowanie na nią niebezpiecznie rośnie (obecnie średni roczny przyrost zużycia ropy sięga 3-4 %). Ocenia się, że ropa wyczerpie się za ok. 40 lat. Ceny ropy w krajach występowania jej źródeł zaczynają wpływać na politykę krajów ją importujących i mają swój udział w społecznych i politycznych procesach wielu państw świata.

Ogromną zaletą ropy naftowej było i jest to, że mimo różnego składu chemicznego w zależności od pochodzenia złoża ropy, wszystkie jej składniki: produkty destylacji, jak i pozostałości podestylacyjne (bituminy, asfalty) są w pełni wykorzystywane w gospodarce (tabela nr 1). Skład elementarny ropy naftowej zależy od złoża i jest zmienny: C = 80 ... 90%, H = 10 ... 17%, O = 0,1 ... 7,0%, N = 0 ... 1%, S = 0 ... 5%.

Tabela 1. Skład produktów otrzymywanych z różnych złóż ropy naftowej

SKŁAD PRODUKTÓW OTRZYMANYCH Z RÓŻNYCH ZŁÓŻ ROPY NAFTOWEJ [v/v %]			
Przykładowe pochodzenie złoża	Ciężka ropa wenezuelska	Ciężka ropa arabska	Lekka ropa nigeryjska
Benzyna	3	21	33
Nafta	6	14	20
Lekkie oleje	26	10	16
Ciężkie oleje	-	28	30
Pozostałe ciężkie składniki (bituminy, asfalty)	58	27	1

Skład elementarny dwóch podstawowych paliw lotniczych: benzyny lotniczej do silników tłokowych i nafty lotniczej do silników turbinowych jest dość podobny i zawiera C = 84...87%, H = 13...16% - przy czym oczywiście benzyny zawierają lżejsze frakcje, a więc więcej wodoru niż nafta lotnicza. Skład chemiczny paliwa lotniczego to tysiące różnych związków i dodatków zawierających śladowe ilości także innych pierwiastków. Proces kształtowania własności paliw wciąż jest doskonalony.

Obecnie rozwój dotyczy głównie paliw do lotniczych silników turbinowych: odrzutowych, śmigłowych i śmigłowcowych, ponieważ zużycie nafty lotniczej stanowi 98 % a benzyn zaledwie 2 % całego zużycia paliwa lotniczego stanowiącego jednak tylko ok. 4% rynku paliw płynnych. Benzyny są zużywane głównie przez małe lotnictwo tzw. General Aviation – tj.: agrolotnictwo, aerokluby, samoloty turystyczne, przeciwpożarowe, taksówki powietrzne itp. głównie wyposażone w silniki tłokowe.

Wymagania na paliwa lotnicze zmieniają się wraz z upływem lat i konstrukcją silników, najpierw silników tłokowych, a następnie nadal usprawnianych silnikach turbinowych (znaczny wzrost stopnia sprężania sprężarek i obciążeń cieplnych wtryskiwaczy), które są używane w lotnictwie o znacznie zróżnicowanych warunkach pracy, szczególnie w lotnictwie bojowym a także pociskach sterowanych. Ważne elementy tych wymagań wymusza interakcja materiałowa pomiędzy paliwem a elementami układu paliwowego silnika włącznie z konstrukcją samolotu, który stanowi z uwagi na zbiorniki mieszczące się także w skrzydłach, statecznikach jego integralną część. Przy prędkościach powyżej 4Ma konieczne jest stosowanie paliw endotermicznych, uspokajających interakcję materiałową i degradację chemiczną samego paliwa z uwagi na absorbowanie dużych ilości ciepła pochodzących z oporu aerodynamicznego, gdyż powierzchnia skrzydeł, w których są umieszczone zbiorniki może się nagrzewać do temp. rzędu 400°C.

W silnikach turbinowych samolotów bojowych paliwo ma także dodatkowe funkcje i jest wykorzystywane jako np. ciecz robocza w układach sterowania i automatycznej regulacji układu paliwowego, do sterowania dysz w systemach sterowania wektorem ciągu i dopalaczy, co wymusza dodatkowe cechy paliwa jako cieczy roboczej.

Paliwa są klasyfikowane przy tym jako niebezpieczne preparaty tj.: skrajnie łatwopalne, działające szkodliwie na drogi oddechowe, w kontakcie ze skórą i po połknięciu, stwarzające poważne zagrożenie zdrowia w następstwie długotrwałego kontaktu i kumulacji w organizmie, powodujące uszkodzenie płuc, wysuszenie lub pękanie skóry, także niebezpieczne dla środowiska naturalnego, toksycznie działające na organizmy zwierzęce mogące powodować długo utrzymujące się niekorzystne zmiany środowiska.

Wspólne wymagania na silnik o ZI i paliwo, o czym warto wiedzieć, postawili już bracia Wright. Pierwszym paliwem lotniczym była benzyna samochodowa o liczbie oktanowej ok. 38 wg dzisiejszych wymagań i metod oceny, wyprodukowana przez Standard Oil Company, która zasiliała wówczas ok. 80% rynku w USA. Jako oleju smarowego użyto wówczas oleju mineralnego Mobiloil „A” z Mobiloil Company.

W pierwszym locie braci Wright dnia 17 XII 1903 roku zaczęła się więc historia paliw i olejów smarnych lotniczych. Wówczas nie było żadnych standardów ani oceny jakości benzyny – jako paliwa tak samochodowego jak i lotniczego praktycznie do samego końca I wojny światowej. Dzięki intensywnym pracom badawczym procesu detonacji opracowano w 1928 roku specjalny silnik CFR (skrót od Cooperative Fuel Research) o zmiennym stopniu sprężania umożliwiając badanie liczby oktanowej benzyn MON i RON, odpowiednio tzw. badawczej/motorowej tj. Motor/Research Octane Number, przez porównanie z testowym izooktanem, którego liczbę oktanową przyjęto za 100. Liczba RON bada się w silniku CFR przy 600 1/min, a MON 900 1/min. RON odpowiada własnościom paliwa w silniku pracującym pod niskim obciążeniem, MON w silniku wysoko obciążonym. MON jest zwykle niższa o około 10 punktów Z uwagi na różne zachowanie się testowanej benzyny w w/w warunkach wprowadza się często uśrednioną wartość (tab. nr 2).

Tabela 2. Porównanie liczby oktanowej

PORÓWNIANIE LICZBY OKTANOWEJ			
Parametr	MON	RON	(M+R)/2
Średnia wartość	87.9	98.5	93.2

Po przebadaniu blisko 30 000 różnych dodatków, pozwalających na uniknięcie spalania detonacyjnego stosowano w benzynach lotniczych głównie, odkryty w 1921 roku czteroetylen ołowiu $Pb(C_2H_5)_4$ tzw. T.E.L. Wkrótce powstały „prawdziwe” znormalizowane paliwa lotnicze. Skuteczność dodawania czteroetylku ołowiu malała ze wzrostem jego ilości, normy więc ograniczyły ilość dodawanego składnika.

Wymagania co do cech jakie powinny mieć benzyny lotnicze były zmieniane (formalnie wraz z upływem lat) w miarę rozwoju silników i obszarów wykorzystywania lotnictwa. W okresie powszechnego wykorzystywania silników tłokowych, a więc praktycznie do końca II wojny światowej, wymagania dotyczące cech i właściwości benzyn wynikały z dwóch obszarów - rozwoju konstrukcji silników i wymagań wynikających ze specyfiki ciągle rozszerzanego zakresu działań lotnictwa dotyczących głównie wysokości i prędkości lotu, a także działania w różnych strefach klimatycznych. Spowodowało to szybki rozwój silników umożliwiając sprostanie tym wymogom, ale i konieczność rozszerzenia cech użytkowych paliw. Paliwa lotnicze zmieniały się powoli, choć rosła ich liczba oktanowa w 1903 - 38, 1910 - 58, 1934 - 92, ale już w tym samym roku 1934 powstał aktualny do dziś standard dla benzyny lotniczej Avgas 100/130 o liczbie oktanowej MON=100 i RON =130.

Benzyne lotnicze

Obecnie podstawowa gama paliw w lotniczych silnikach o zapłonie iskrowym obejmuje 3 gatunki benzyn różnej zawartości czteroetylku ołowiu i własnościach zróżnicowanych w handlu kolorem odpowiednio:

- niskoołowiowa (Avgas 80) w kolorze czerwonym
- średnioołowiowa 100LL (Avgas 100LL) w kolorze niebieskim
- wysokoołowiowa -100 (Avgas 100) w kolorze zielonym

W skład benzyn wchodzi różne dodatki zawierające związki przeciwstukowe, barwiące, przeciw utleniające, antyelektrostatyczne. Ważniejsze własności aktualnie stosowanych benzyn zawarto poniżej (tab. nr 3).

W Polsce stosowana jest benzyna lotnicza 100LL, o wartości opałowej ok. 32 MJ/dm³ produkowana w OBR Płocku lub sprowadzana przez różne firmy. Może być stosowana do wszystkich typów silników lotniczych i jest wzajemnie mieszalna zarówno podczas magazynowania jak i w eksploatacji, w zbiornikach samolotów (jeśli jest oznakowana kodem NATO F18). W niewielkich ilościach produkowana jest również benzyna lotnicza B 91/115 stosowana w b. małych ilościach w silnikach ASz-62IR samolotów „Dromader”, AI-14R w samolotach „Wilga”. oraz benzyna lotnicza 95 do ultralekkich samolotów i lotni. Benzyny lotnicze należy przechowywać w opakowaniach chroniących paliwo przed dostępem powietrza, wilgoci i zanieczyszczeń mechanicznych, w miejscach zabezpieczonych przed bezpośrednim działaniem promieni słonecznych, ogrzewaniem itp.

Od kilku lat próbuje się zastosować bezołowiowe benzyny samochodowe z uwagi na ograniczoną dostępność benzyny lotniczej w wielu krajach (w skrócie w lotnictwie przejęła się nazwa Mogas) - nie wszyscy producenci silników wyrażają na to zgodę i stanowi to wciąż otwarty problem dla lotnictwa, głównie z uwagi na odporność detonacyjną i zawartość związków tlenowych w benzynach samochodowych, co sprzyja chłonięciu wody przy nieumiejętnej obsłudze.

Tabela 3. Właściwości benzyny lotniczej

WŁAŚCIWOŚCI	GATUNEK BENZYNY LOTNICZEJ		
	80	100LL	100
Polska		NO-91-A235	
USA	ASTM D910		
Francja	AIR 3401/1		
Wielka Brytania (Joint Service Designations).	AVGAS 80	AVGAS 100LL	AVGAS 100
Kod NATO	-	F18	-
Kolor	CZERWONY	NIEBIESKI	ZIELONY
Liczba oktanowa motorowa MON	80	99.5	99.5
Gęstość (na ogół ok. 700-780 kg/m ³)	raport		
Liczba oktanowa badawcza RON	87	130	130
Zawartość czteroetylku ołowiu g Pb/litr	0.14	0.56	1.12

Paliwa do tłokowych silników o zapłonie samoczynnym (ZS)

Z uwagi na powszechne wprowadzenie po II wojnie do lotnictwa wojskowego turbinowych silników odrzutowych, a od lat 60-ych ubiegłego wieku także do komunikacji lotniczej, w efekcie ilość zużywanych obecnie benzyn lotniczych jest b. mała, istnieją kłopoty z magazynowaniem ich szczególnie na dużych lotniskach. Duży postęp w samochodowych silnikach o ZS zasilanych olejami napędowymi spowodował, że odżyła także idea jednolitego paliwa dla lotnictwa – paliwa stosowanego w turbinowych silnikach lotniczych typu Jet A. Pierwsze silniki o ZS tego typu i samoloty już certyfikowano lub są w trakcie certyfikacji. Gwałtownie wzrasta zainteresowanie nimi tak w zastosowaniach cywilnych jak i w wojsku szczególnie w samolotach i śmigłowcach bezpilotowych (niższe zużycie paliwa, większa długotrwałość lotu).

Obecnie rośnie zainteresowanie silnikami o ZS w lotnictwie z uwagi na wzrost cen paliw jak i dążenie, szczególnie po wojnie w Zatoce Perskiej, tak w wojskach lądowych jak i siłach powietrznych, do powszechnej dostępności i dążności do ujednoczenia rodzaju paliwa w lotnictwie na naftę lotniczą typu JetA1.

Nafta lotnicza

W Anglii Frank Whittle już w 1930 roku jako paliwa do skonstruowanego przez siebie pierwszego turbinowego silnika odrzutowego użył zwykłej lekkiej nafty oświetleniowej. W Niemczech dr Hans von Ohain, który opatentował swoją konstrukcję w 1936 zastosował jako paliwo benzynę lotniczą. Przekonano się wkrótce, że najlepszym paliwem dla silników odrzutowych będzie nafta, po odpowiednim jej ulepszeniu, nazywana lotniczą. Tak powstało w 1944 roku amerykańskie paliwo o symbolu JP-1 (Jet propellant) o dobrych własnościach dla silników odrzutowych, choć jeszcze dość zbliżone do benzyny. Kolejne efekty w rozwoju paliw i silników rewolucjonizowały światowe lotnictwo. JP-8 jest obecnie podstawowym paliwem w NATO. Modyfikacje paliw były i są koniecznością ze względu na dążność do zwiększenia zasięgu, prędkości i wysokości lotu samolotów odrzutowych tak komercyjnych jak i bojowych. Odrzutowe samoloty bojowe nierzadko podczas misji lotniczych przekraczają wysokość 20 km (panują tam temperatury bliskie – 80°C, ciśnienie powietrza poniżej 55 hPa i jego gęstość = 0,09 kg/m³) i prędkości lotu przekraczające Ma 2. Podczas lotu z tak dużymi prędkościami wiele zewnętrznych części konstrukcji płatowca nagrzewa się do temperatur bliskich 250°C. Podczas dłuższego lotu z wymienioną prędkością należy się liczyć z nagraniem ścian zbiorników paliwa do temperatur o podobnej

wartości. Ważną cechą staje się więc stabilność termiczna paliw ulepszana różnymi dodatkami. Z chemicznego punktu widzenia paliwa te składają się z:

- 40-70% parafin
- 28-30 % cyklicznych parafin
- 20-27 % węglowodorów aromatycznych

W turbinowych silnikach odrzutowych obecnie paliwa dzielą się na paliwa stosowane:

- w lotnictwie cywilnym wg IATA : JetA-1, Jet A Jet B
- w lotnictwie wojskowym wg kodów NATO i Stanag 3747 odpowiednio: F-35, F-34 (JP8), F 40, F 44

W Polsce stosowane są paliwa Jet A1, F 35, F 34 (F44 w ograniczonym zakresie) produkowane przez Rafinerię Płocką i Gdańską lub oferowane przez firmy zagraniczne. Podstawowe ich własności zawarto poniżej (tab. nr 4).

Tabela 4. Właściwości paliw stosowanych w Polsce

WŁAŚCIWOŚCI	GATUNEK PALIWA		
	Jet A-1, F 35	F 34, JP 8	F 44
Gęstość kg/m ³	775 - 840		788-845
Wartość opałowa MJ/kg	>42.8		42.5
Zawartość aromatów % masowych	<25,0		
Zawartość olefin % masowych	<5.0		
Temperatura krystalizacji °C	-47		-46

Wprowadzenie spalinowych silników turbinowych są z „natury” swego działania silnikami wielopaliwowymi to jednak jako napędy samolotów i śmigłowców o zróżnicowanych działaniach muszą być do nich dostosowywane tak ze względu na bezpieczeństwo latania jak i koszty przeprowadzania profilaktycznych przeglądów, sprawdzania działania i wymian elementów instalacji i oprzyrządowania układów paliwowych i automatycznego sterowania silników a w silnikach systemów hydraulicznych (jak w maszynach roboczych).

Paliwa alternatywne

Pierwszy silnik tłokowy Otto o ZI pracował na paliwie gazowym, a silnik Diesel'a o ZS na oleju z orzeszków arachidowych. O dalszym rozwoju silników i szerokim ich wykorzystaniu w różnych obszarach gospodarki i dziedzinach działań społeczeństw zadecydowała dostępność i taniość paliw uzyskiwanych z ropy naftowej.

Powyższe powody jak i zagrożenie globalnego ocieplenia wymogło poszukiwanie paliw o innym pochodzeniu niż kopalne: węgiel, ropa naftowa czy złoża gazu ziemnego. Spore nadzieje pokłada się w paliwach syntetycznych, biopaliwach oraz wodorze – dających szansę ich wykorzystania w silnikach spalinowych – także lotniczych. Szczególne miejsce zajmują biopaliwa zwane niekiedy paliwami odtwarzalnymi. Ta druga nazwa wynika z faktu, że wprowadzany do atmosfery z ich spalania dwutlenek węgla CO₂ (zwany przez ekologów gazem „cieplarnianym”) zostanie z niej wchłonięty przez rosnące rośliny w następnym roku i cały proces jest cyklem powtarzalnym. Globalnie obecnie obserwuje się średnio 3 % przyrost udziału biopaliw w rynku paliwowym, przy czym w niektórych krajach jak Brazylia, Chiny czy Australia nawet 5%. Większość firm produkujących samochody uważa, że biopaliwa spełniają warunki do strategicznego zmniejszenia zależności paliwowej gospodarki światowej od paliw pochodzących z ropy naftowej i do redukcji wzrastającej koncentracji dwutlenku węgla, głównej przyczyny narastających zmian klimatycznych, bez. względu na to, gdzie jest produkowany.

Każdy miesiąc ostatnich lat przynosi rewelacyjne informacje o zastosowaniu biopaliw w lotnictwie, które stają się realną alternatywą dla lotnictwa, z uwagi na swoje korzystne własności, kształtowane przez nowe technologie jak i różne źródła paliw kolejno tzw. biopaliw I, II i III generacji. Przez I generację rozumie się biopaliwa produkowane konwencjonalnymi metodami z takich roślin jak np. rzepak, kukurydza czyli roślin używanych w gospodarce żywnościowej. II generacja – to rośliny nie służące do produkcji żywności jak np. palma babbasu, jatropha czy nasza lnianka produkowane bardziej wysublimowanymi technologiami. III generacja biopaliw - to paliwa z mikroalg, których wydajność przy użyciu zaawansowanych technologii upraw i produkcji wzrośnie 150 razy i więcej w porównaniu z wydajnością z rzepaku wynosząca ok. 1 tony paliwa rzepakowego z hektara!

W grupie paliw cięższych jak oleje napędowe i nafta lotnicza można wykorzystywać jako biopaliw przetworzone chemicznie w procesie transestryfikacji - oleje z roślin oleistych jak np. rzepak, soja, słoneczniki, palmy (tzw estry). Natomiast w przypadku paliw lekkich – bioalkohole obecnie głównie etanol i jego pochodne z roślin takich jak zboża, trzcina i buraki cukrowe w procesie fermentacji ogólnie mówiąc. W Polsce przed II wojną światową były wykorzystywane w lotnictwie paliwa typu BAB i BABC opracowane w Instytucie Lotnictwa (zawierające jako składniki: benzynę, alkohol etylowy oraz benzol). Po II wojnie światowej w Polsce (do początku lat 50-ych) jako paliwo do silników o ZI w transporcie drogowym jedynym dostępnym paliwem była mieszanka BAB.

Podstawowe właściwości i cechy różnych paliw już stosowanych w lotnictwie lub przewidywanych do wykorzystania samodzielnego albo jako znaczącego ilościowo składnika paliw ropopochodnych zestawiono poniżej (tabl. nr 5). Przytoczone dane liczbowe parametrów są uśrednione i zaokrąglone – ale w stopniu umożliwiającym porównywanie różnych paliw.

Tabela 5. Podstawowe właściwości i cechy różnych paliw

Parametr	Avgas 100LL	Etanol	Benzyna samochodowa	JETA1	Ester rzepakowy	Wodór
Gęstość kg/m ³	690-790	789	720-755	800	880	71 (ciecz < 20,39 K)
Wartość opałowa MJ/kg	44,2	27,2	44	42	39,6	120
Wartość opałowa MJ/l	32	21,4	31,7	33,6	34,8	10,8
Liczba oktanowa MON	100	112	95-98	8	25	130
Liczba cętanowa	5	-	-	50	55	-
Temp. Kryształizacji °C	-46	-114	Ok. -40	-44	-10 (-25)	-253
Temp. zapłonu °C	<0	12	-40	38	168	-272
kg CO ₂ /kg paliwa	3,3	1,91	3,3	3,4	2,85	-

Zwraca uwagę znacznie mniejsza ilość wytwarzanego dwutlenku węgla powstającego ze spalania biopaliw w porównaniu z ilością ze spalania paliw ropopochodnych. Przytoczone tu parametry wodoru, obecnie go dyskwalifikują jako paliwo lotnicze z racji blisko 10 krotnie mniejszej gęstości niż inne paliwa. Wymagałoby to znacznego zwiększenia pojemności zbiorników paliwa, a więc poważnej zmiany struktury samolotu (praktycznie nad istniejącym kadłubem pasażerskim drugi kadłub paliwowy z całym systemem chłodzenia etc!) , jak wykazują takie analizy przeprowadzone np. dla samolotu Airbus.

Na świecie obserwuje się coraz większe zainteresowania biopaliwami. Niezbędne analizy i badania eksperymentalne (łącznie z badaniami wpływu na zawartość składników toksycznych w spalinach) zostały już wykonane. Zaczęły się lub są planowane kolejne loty demonstracyjne przy zasilaniu silników różnymi biopaliwami. W tabeli 6 przytoczono podstawowe parametry i wskaźniki paliw pochodzenia biologicznego (alkohole i estry) oraz dla porównania benzyny i nafty lotniczej.

Tabela 6. Parametry i wskaźniki paliw pochodzenia biologicznego, benzyny i nafty lotniczej

Paliwo	Wartość opałowa MJ/dm ³	Wartość Opałowa MJ/kg	Gęstość kg/dm ³	MON	kg CO ₂ /kg paliwa	MJ/kg CO ₂
AvGas	32,0	44,0	0.69 - .79	100	3,30	13,4
Butanol	29.2	33,0	0,810	78	2,37	13,8
Etanol	19.6	27,0	0.789	112	1,91	14,2
E85, AFE 85	25.2	34,6	0,75	106	2,6	10,6
Metanol	16,0	20,0	0,791	104	1,37	14,2
JetA1	33,6	42,0	0,800	8	3,40	12,3
Ester	34,8	39,6	0,880	25	2,90	13,8

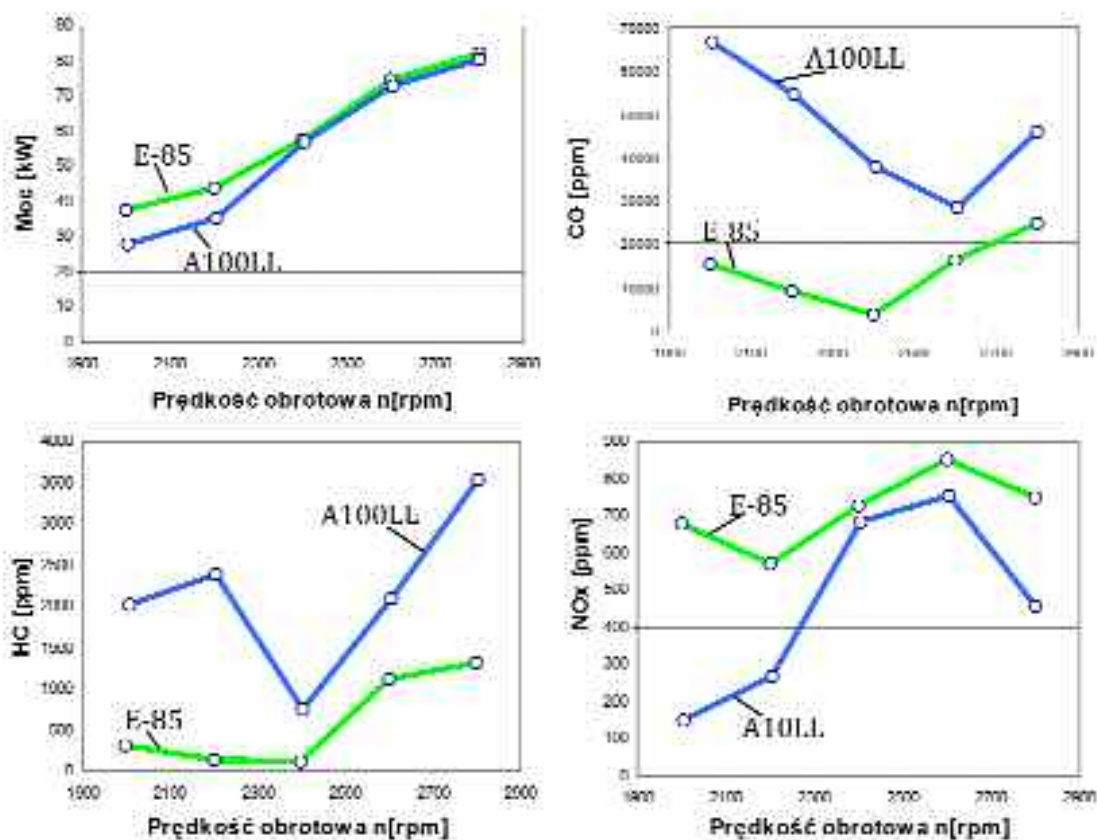
We wszystkich przypadkach spalanie 1 kg paliw pochodzenia biologicznego „produkuje” mniej dwutlenku węgla niż paliwa ropopochodnego, a pod względem energetycznym przewyższają one ilością energii przypadająca na jednostkę masy powstałego CO₂. Paliwa pochodzenia biologicznego zawierają bowiem więcej wodoru w proporcji do zawartości węgla w paliwie niż to ma miejsce w paliwach ropopochodnych. Należy jednak pamiętać, że są to paliwa odtwarzalne i po roku wytworzony CO₂ jest wchłaniany przez rośliny, a wytworzony przez paliwa kopalne dodawany do atmosfery. Lotnictwo w minimalnym stopniu jest obecnie odpowiedzialne za emisję CO₂, ale mimo tego już obecnie rozważa się handel emisjami obejmujący lotnictwo.

Zainteresowanie użyciem paliw alternatywnych w lotnictwie odżyło w USA na przełomie lat 90, choć wcześniej prace podjęto w latach 70-ych, następnie około 1980 roku, kiedy prof. dr Max Shauck - dyrektor Centrum Rozwoju Lotniczych Paliw Odnawialnych Uniwersytetu Baylor w Teksasie rozpoczął kompleksowe prace w obszarze General Aviation z różnymi biopaliwami, głównie etanolem a następnie estrami. Udowodniono, że etanol może być stosowany w silnikach o stopniu sprężania do 15, co obniża znacznie zużycie paliwa. Stwierdzono spadek emisji toksycznych składników w spalinach w porównaniu z klasyczną nafta lotniczą, dobre własności lotne samolotu i znaczne zmniejszenie zadymienia przy stosowaniu estrów.

Podobne prace z paliwem E85 wykonano ostatnio na tłokowym silniku lotniczym ‘Franklin’ w Instytucie Lotnictwa. Parametry pracy silnika zmierzone w trakcie prób na stanowisku badawczym oraz zawartość toksycznych składników spalin przedstawiono przy gaźnikowym zasilaniu benzyną Avgas 100LL (linia niebieska) oraz przy wtryskowym zasilaniu paliwem etanolowym E-85 (linia zielona). Wyniki badań potwierdzają dobre własności ekologiczne paliwa E85 jako paliwa lotniczego. Aktualnie wstępne prace zakończono.

Obecnie prowadzi się kilkanaście różnych projektów dotyczących paliw alternatywnych II generacji tzw. BTL (biomass to liquid). Specjalny raport w sprawie paliw alternatywnych opracowała agencja NASA, przewidując jako paliwo III generacji paliwo z mikroalg. Technologia wydaje się być bardzo obiecująca z uwagi na wysoką wydajność mikroalg z hektara 150-300

razy wyższa niż paliwa estrowego z rzepaku oraz możliwość kształtowania własności biopaliwa przez obróbkę termochemiczną. Według NASA, zagospodarowany mikroalgami obszar wielkości stanu Wisconsin (równy Belgii w Europie), wystarczyłby na pokrycie zapotrzebowania całego światowego lotnictwa na paliwo lotnicze typu JetA1.



Rys. 1. Parametry pracy silnika zmierzone w trakcie prób na stanowisku badawczym oraz zawartość toksycznych składników spalin przy gaźnikowym zasilaniu benzyną Avgas 100LL przy wtryskowym zasilaniu paliwem etanolem E-85

W agencji DARPA opracowano usprawniony proces otrzymywania paliwa z lnianki i jatrophy o poprawionych własnościach termooksydacyjnych w porównaniu z paliwem JetA1 (tab. nr 7) Wstępne prace nad paliwem z lnianki prowadzone były także w Instytucie Lotnictwa w latach 1992-94 przy współpracy z SGGW Warszawa i Zakładami Azotowymi Kędzierzyn, ale nie kontynuowano ich dalej z uwagi na brak zrozumienia władz dla finansowania prac nad biopaliwami w lotnictwie.

Tabela 7. Porównanie biopaliwa II generacji z lotniczym paliwem JetA1

PORÓWNANIE BIOPALIWA II GENERACJI Z LOTNICZYM PALIWEM JETA1 WEDŁUG UOP			
Własność	JetA1	Jatropha	Lnianka
Wartość opałowa MJ/kg	42,8	44,3	44,1
Temp. zapłonu °C	38 min.	46	42
Temp. krystalizacji °C	-47	-57	-63,5
Koniec destylacji °C	max. 340	248	242
Gęstość kg/m ³	775-840	749	753

Nie ustają także prace nad paliwami syntetycznymi uzyskiwanymi z węgla lub gazu naturalnego udoskonalonymi metodami Fisher-Tropscha. Celowała w ich produkcji Republika Południowej Afryki. Obecnie zaawansowane prace prowadzą międzynarodowe konsorcja składające się z producentów paliw, samolotów i silników lotniczych.

Podsumowując, biopaliwa lotnicze są obecnie na etapie końcowych prac certyfikacyjnych, prowadzonych zgodnie z aktualnymi przepisami lotniczymi dotyczącymi tak certyfikacji silnika, jak i struktury samolotu. Oczekuje się, że generalna certyfikacja biopaliw nastąpi około 2013... 2020 roku. Uważa się, że będą to paliwa o lepiej kształtowanych właściwościach, przyjazne bardziej dla silnika i ludzi wraz ze środowiskiem naturalnym. **Billy M. Glower - dyrektor ds. strategii środowiskowych firmy Boeing**, na spotkaniu pt. „Kierunek Czyste Niebo” w dniu 6 maja 2010 roku w Warszawie **powiedział, że dla lotnictwa nie ma innej drogi niż udoskonalone biopaliwa**, z uwagi na ich wyjątkowe własności, jak niższy punkt krystalizacji, wyższą stabilność termiczną i wyższą wartość opałową. Stwarza to wyjątkową sytuację dla Polski tak z uwagi na posiadane zasoby węgla, gazu łupkowego jak i duży potencjał produkcji biomasy.

Oleje silnikowe

W lotnictwie współcześnie są stosowane powszechnie zarówno mineralne oleje smarne, jak i oleje syntetyczne i półsyntetyczne, smary oraz emulsje olejowe. W początkach rozwoju lotnictwa stosowano bardzo zróżnicowane oleje różnego pochodzenia zarówno mineralnego jak i organicznego jak np. rycynę stosowaną do dziś w silnikach modelarskich.

Oleje mineralne otrzymywane są w procesie łączenia tzw. olejów bazowych, pochodzących z bezpośredniej przeróbki ropy naftowej lub surowców bitumicznych.

Oleje syntetyczne otrzymywane są na drodze głębokiej przeróbki przetwórczej surowców mineralnych lub roślinnych olejów, tłuszczów zwierzęcych etc. Po przeróbce mają podobny skład chemiczny do olejów mineralnych, ale znacznie ulepszone własności i z reguły wyższą cenę. Rozróżnia się oleje także ze względu na przeznaczenie jako oleje smarne dla silników tłokowych i oleje smarne do silników turbinowych. Muszą one spełniać jednak szereg podobnych zadań:

- zmniejszać tarcie między współpracującymi ciernie częściami
- odprowadzić ciepło tarcia oraz dopływające z zewnątrz do części współpracujących
- odprowadzać produkty zużycia części oraz produkty utleniania oleju
- chronić części i zespoły silnikowe przed korozją

Tabela 8. Klasy lepkościowe olejów silnikowych

Przedział lepkości w temp. 40 °C, mm ² /s, wg ISO 3448	Klasy lepkościowe SAE J300 olejów silnikowych	Zalecany zakres stosowania przy temperaturach otoczenia °C
19,8 ... 24,2	0W,5W	-35 do -5, -30 do -5
28,8 ... 35,2	10W	-25 do +5
41,4 ... 50,6	20W	-20 do 10
61,2 ... 74,8	20	-15 do 15
90 ... 110	30	0 do 20
135 ... 165	40	10 do 35
198 ... 242	50	15 do 50
288 ... 352	60	pow. 20

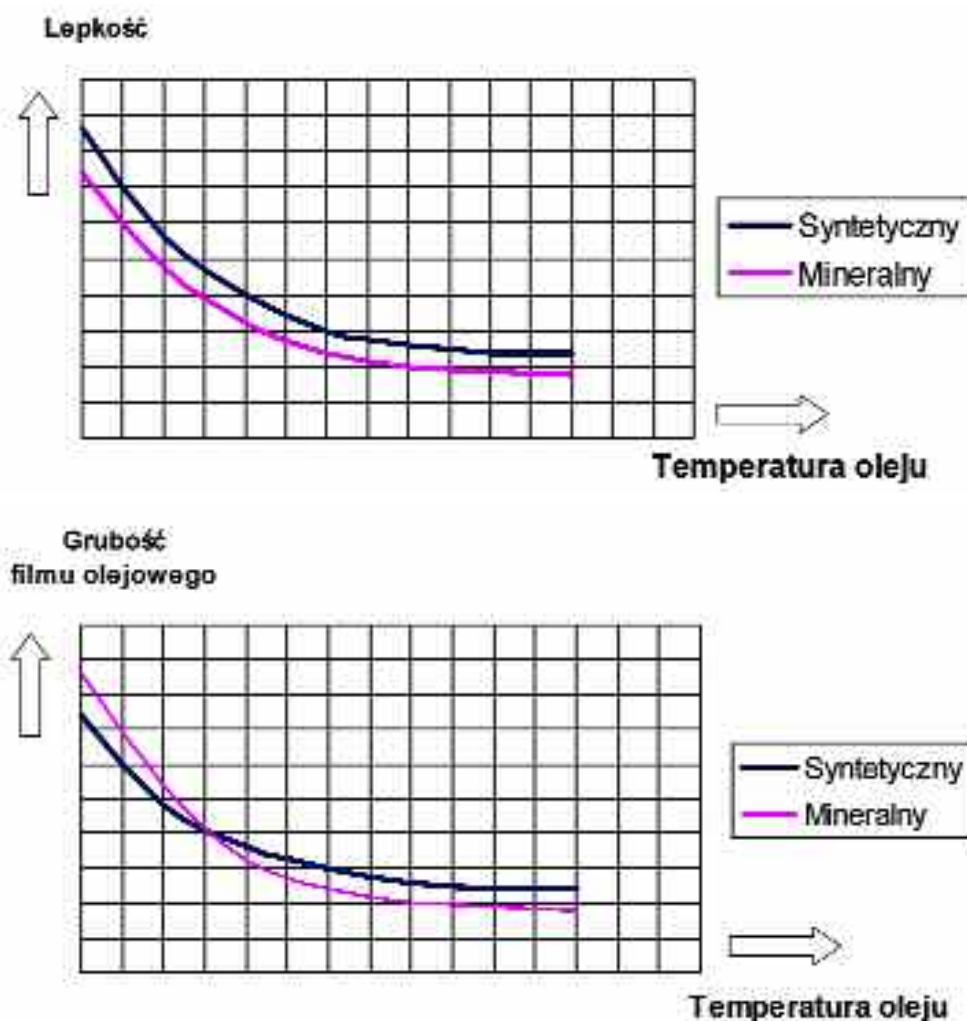
Do wszystkich olejów dodaje się różne dodatki uszlachetniające. W obu rodzajach olejów spełniają one swoje specjalne zadania m.in. są inhibitorami utleniania, depresatorami, poprawiają własności myjące, przeciw zużyciowe, pienienie oleju i inne funkcje wymagane warunkami

eksploatacji i pracy silnika. Bardzo ważne są dodatki zapobiegające utlenianiu oleju, z założeniem, że produkt ma pracować najdłużej jak to możliwe. Środki te opracowywane są we współpracy z wiodącymi producentami samolotów i silników i testowane są w najbardziej surowych warunkach. Spełniają wymagania szeregu norm i przepisów międzynarodowych. Podstawową cechą olejów silnikowych określa klasyfikacja lepkościowa. Litera W (ang. Winter – zima) – historycznie oznacza oleje przeznaczone do stosowania zimą. W praktyce stosuje się oznaczenia np. 5W/30, co oznacza stosowanie oleju w odpowiednio szerszych zakresach temperatur, gdzie np. 5W/30 od -30 do +20 C (tabl. nr 8).

Podstawowe różnice pomiędzy olejami mineralnymi i syntetycznymi podano w tabeli nr 9. Zmiany te zobrazowano poniżej na rysunku nr 2.

Tabela 9. Podstawowe różnice pomiędzy olejami mineralnymi i syntetycznymi

Parametr	Standard 1939	Mineralny	Syntetyczny
Lepkość kinematyczna mm ² /s przy 100 °C	19-20	12-16,5	4,9-5,4
Temperatura mięknięcia °C	-18	-23	-60
Temperatura zapłonu °C	260	260	256
Gęstość kg/m ³	882-892	845-905	960-1000
Czas wymiany oleju h	75-100	wg stanu	zwiększony



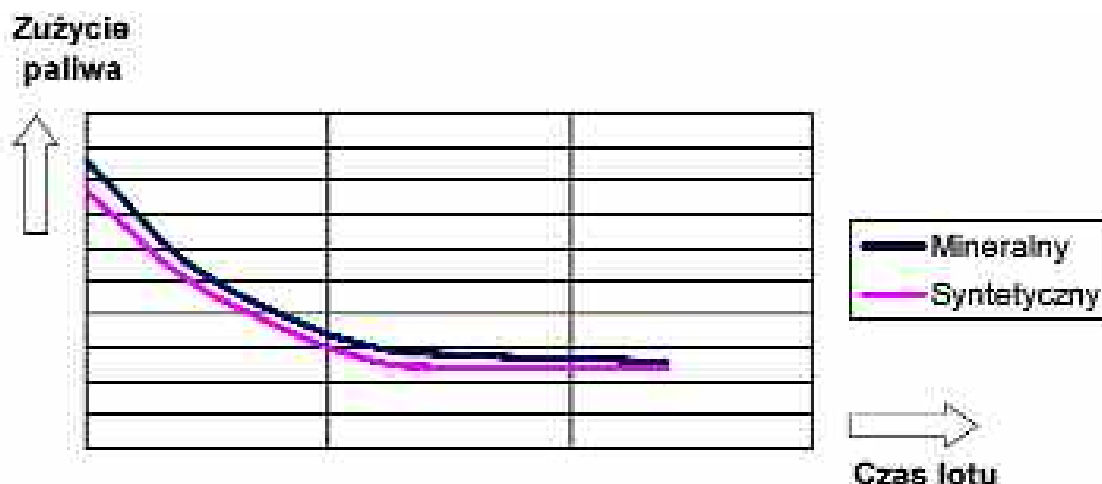
Rys. 2. Porównanie własności oleju mineralnego z olejem syntetycznym w funkcji temperatury

Z przedstawionych uśrednionych przebiegów wynika utrzymywanie wyższych wartości lepkości w podwyższonych temperaturach olejów syntetycznych niż mineralnych oraz możliwość komponowania w grupie olejów syntetycznych szerokiego zakresu lepkości. Ma to szczególne znaczenie dla silników turbinowych.

Bardziej lepkie oleje do silników śmigłowych i śmigłowcowych (z racji konieczności smarowania wysoko obciążonych kół zębatych przekładni reduktorów) oraz mniej lepkie do silników odrzutowych (z racji odprowadzania ciepła z wysokoobrotowych łożysk).

W zależności od bazy charakteryzują się one różnymi własnościami eksploatacyjnymi. Istotną cechą olejów syntetycznych stanowi duża stabilność właściwości fizycznych w znacznie dłuższym czasie użytkowania (sięgającego nawet kilka tysięcy godzin pracy silnika) niż olejów mineralnych (zwykle dopuszczonych do pracy przez kilkaset godzin). Powyższe odnosi się do lotnictwa pasażerskiego i transportowego dalekiego zasięgu. W lotnictwie bojowym z racji wpływu dużych przyspieszeń dodatnich lub ujemnych tzw. akceleracji i deceleracji oraz rozruchów silnika, czasy bezpiecznego użytkowania olejów mogą być krótsze nawet o rząd wielkości.

Firmy silnikowe nie stosują oleju syntetycznego w czasie pierwszego uruchomienia silnika w trakcie podstawowego fabrycznego docierania silnika. W trakcie eksploatacji przewaga oleju syntetycznego nad olejem mineralnym maleje rys. 3.



Rys. 3. Własności olejów w czasie eksploatacji

Oleje syntetyczne mają jednak przewagę z uwagi na wydłużony czas wymiany. Duże nadzieje „skokowego” wzrostu jakości smarnej olejów syntetycznych (redukcji tarcia części współpracujących omal do zera) wiąże się z wprowadzeniem do nich ciekłych kryształów podobnych do stosowanych w zupełnie innych dziedzinach jak np., w monitorach komputerowych.

LITERATURA

- [1] Aviation Fuels Technical Review, Chevron Corporation, 2006
- [2] *Biofuels in the European Union - a Vision for 2030 and beyond*, Report of Biofuels research Advisory Council, 2006
- [3] **Campbell C.J., Laherrere** “The end of Cheap Oil” *Scientific American* March 1998
- [4] **Daggen D. Hendrikks R.C. Walther R. Corporan E.** *Alternative Fuels use in Commercial Aircraft*, NASA/TM-2008-214833, ISABE-2007-1196
- [5] **Shauck M.E. Zanin M.G.:** *The present and Future Potential of Biomass Fuels in Aviation*, Baylor University, Waco, USA
- [6] Oleje i smary lotnicze – Podstawy techniki smarowniczej - Total Fina Elf
- [7] Informacje internetowe nt. słów kluczowych związanych z tematem paliw i smarów
- [8] **Glower B., M.:** “Aviation and Environment” May 2010, Materiały ze spotkania z firmą Boeing pt Kierunek Czyste Niebo PLL Lot, Warszawa, 06.05.2010.

SPECYFIKA OBCIĄŻEŃ DYNAMICZNYCH LOTNICZYCH SILNIKÓW TŁOKOWYCH

W. Balicki, S. Szczeciński

Instytut Lotnictwa

J. Szczeciński

General Electric Poland

R. Chachurski, A. Kozakiewicz

Wojskowa Akademia Techniczna

Streszczenie

W artykule przytoczono, zapomniane w lotniczej literaturze silnikowej, cechy dynamiczne lotniczych silników tłokowych – rzutujące na procesy napełniania cylindrów mieszanką palną oraz przekazywane na płatowiec siły i momenty obrotowe. Wiele uwagi poświęcono wyrównoważeniu sił bezwładności wywoływanych ruchem posuwistozwrotnym tłoków w układach korbowych silników i sposobów ograniczenia ich przenoszenia na płatowiec doбором liczby cylindrów i ich położenia w silniku oraz stosowania przeciwcieżarów. Przeprowadzono analizę wyrównoważenia na prostych przykładach cztero cylindrowego silnika rzędowego i w układzie przeciwsobnym oraz trzy cylindrowego gwiazdowego. Przypomniano zasadę przeciwcieżarów wahliwie zamocowanych na wale korbowym i ich efektywność. Zwrócono uwagę na ograniczenia napełniania cylindrów spowodowane kinematycznym sprzężeniem tłoków i zaworów w suwie ssania. Przedstawiono modele obliczeniowe o różnym stopniu uproszczenia drgań skrętnych wału silnika ze śmigłem.

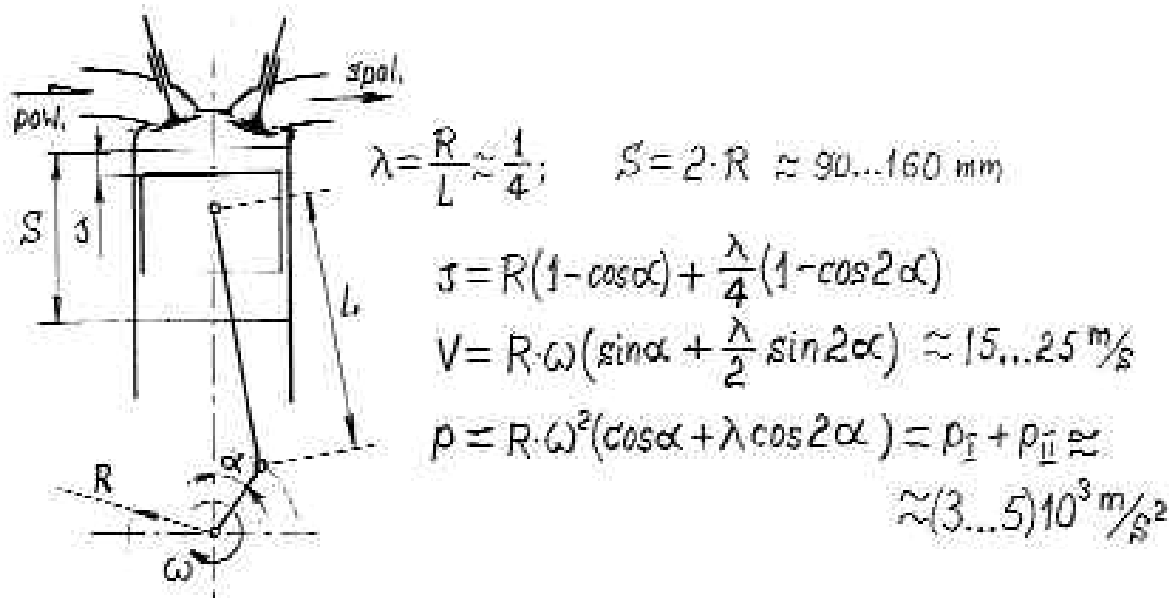
Słowa kluczowe: układ korbowy, wahliwy przeciwcieżar, napełnianie cylindra

Wszystkie spalinowe silniki tłokowe charakteryzuje pulsacja momentu obrotowego – zależna od liczby cylindrów przede wszystkim, a niewyważone siły bezwładności zależne są od układów cylindrów. W lotnictwie obecnym ilościowo królują „silniki” rzędowe w układzie przeciwsobnym (typu „bokser”) oraz w układzie jednogwiazdowym cylindrów. Silniki tłokowe stanowią największą masę¹ skupioną w każdym samolocie, a ich niewyważone siły przenoszone są na konstrukcję płatowca – ograniczając wytrzymałość zmęczeniową węzłów mocowania silników i komfort pracy załogi. Względnie prosta konstrukcja układu korbowego – zamieniająca posuwisto – zwrotny ruch tłoków na ruch obrotowy wału korbowego szczególnie komplikuje przebiegi zależności drogi s tłoka, jego prędkości V i przyspieszenia p od położenia kąтового α wału (rys. 1).

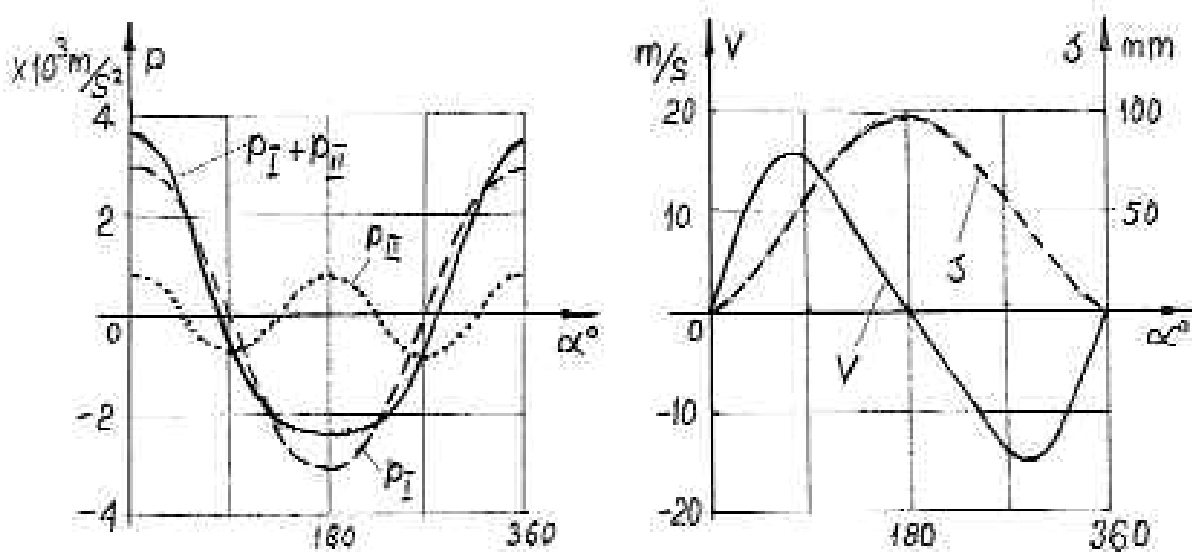
Cykl związków kinematycznych ruchów tłoka w cylindrze jest powtarzalny w jednym obrocie wału korbowego (rys. 2), co pozwala na wyrównoważenie sił bezwładności przemieszczających się tłoków w silnikach rzędowych doбором liczby cylindrów i ich układem w silniku oraz wzajemnym położeniem wykorbień wału korbowego. Rys. 3 przedstawia przykładowe schematy

¹ Masa jednostkowa (przypadająca na jednostkę mocy) współcześnie użytkowanych w lotnictwie silników tłokowych jest 3÷4 większa niż silników turbinowych

położen wykorbień wałów czterocyldrowego silnika o jednorzędowym układzie cylindrów oraz silnika także czterocyldrowego – ale w układzie dwóch przeciwsobnie usytuowanych rzędów oraz graficzną analizę stopnia wyrównoważenia tych silników.



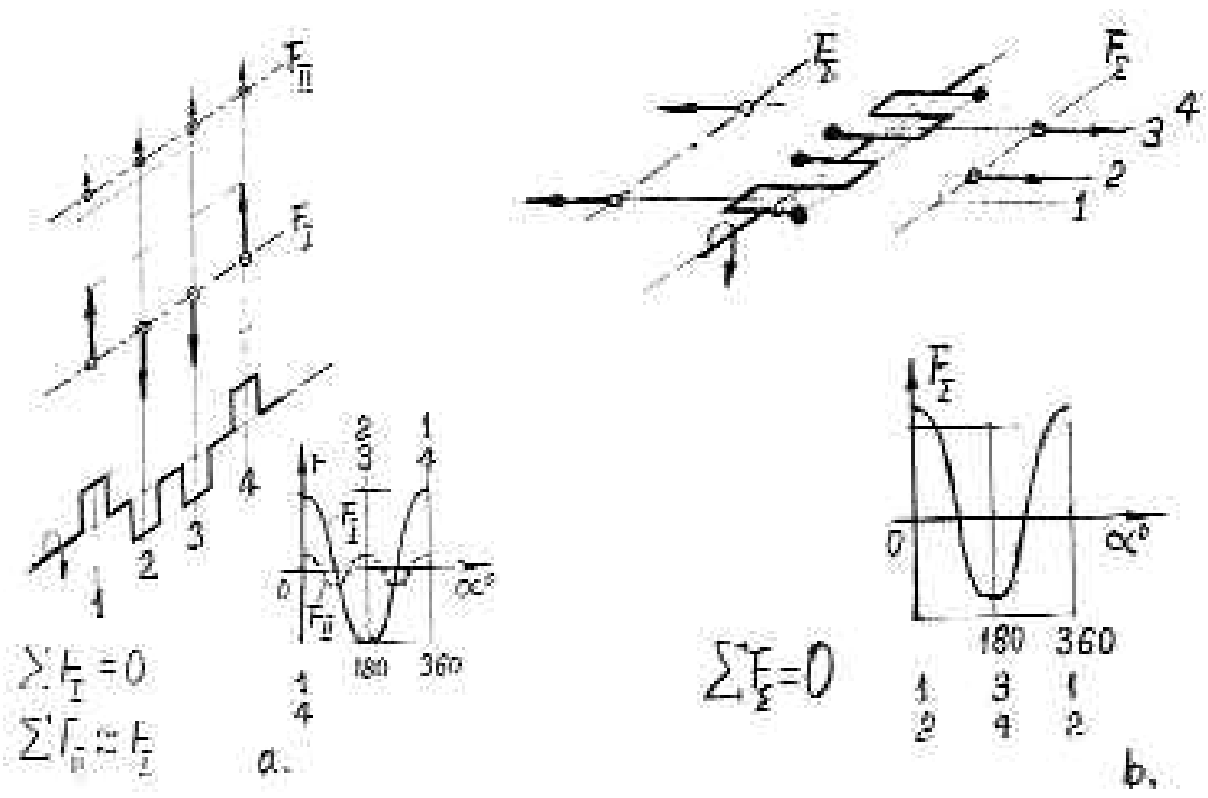
Rys. 1. Schemat układu korbowego i cechy ruchu posuwisto – zwrotnego tłoka;
 Bieżące: s – droga tłoka, V – prędkość, p – przyspieszenie



Rys. 2. Zależność drogi tłoka s, jego prędkości V i przyspieszeń p od położenia kątowego wykorbienia przy ustalonej prędkości obrotowej wału korbowego

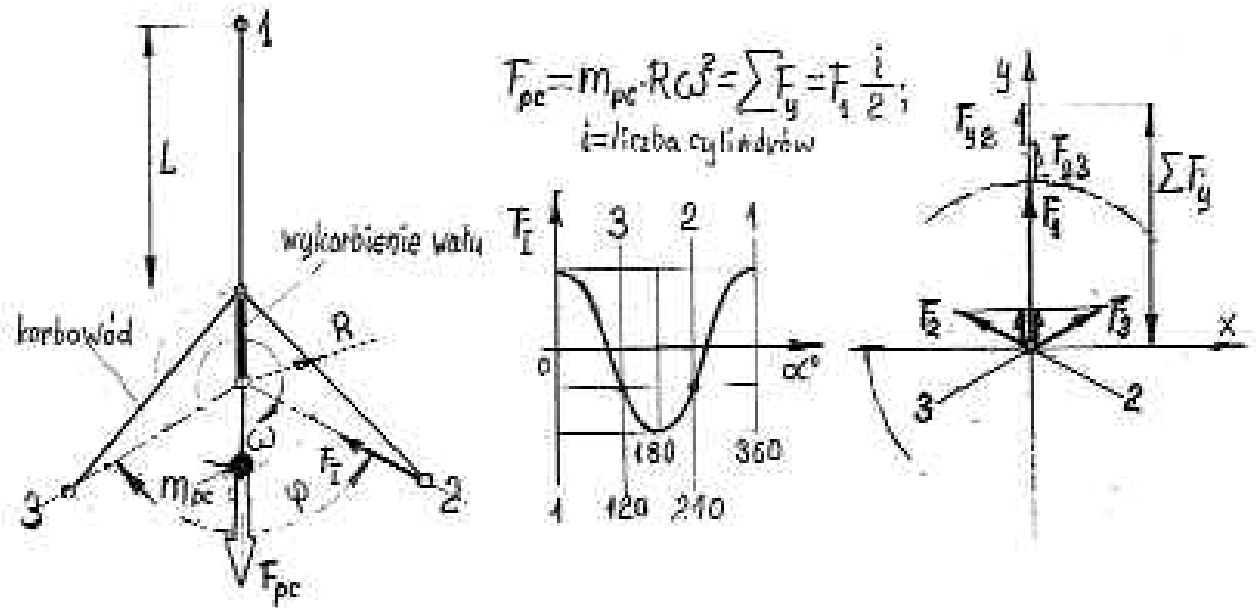
W rzędowym silniku wykazano całkowite wyrównoważenie sił od I harmonicznej działających przyspieszeń na masy pozostające w ruchu posuwisto – zwrotnym, a całkowicie się sumujące siły II harmonicznej. Z wartości λ wynika, że niewyrównoważona suma sił tej harmonicznej dla silnika jest bliska wartości pierwszej harmonicznej jednego cylindra – jednak o częstotliwości dwukrotnie większej. Natomiast w silniku o przeciwsobnym układzie czterech cylindrów zachodzi całkowite wyrównoważenie (parami cylindrów 1-2 oraz 3-4) sił bezwładności obu harmonicznych² od mas przemieszczających się w cylindrach silnika. Niektóre firmy, w silnikach opisanego typu, stosowały przeciwciężary – jednak ich przeznaczenie polegało wyłącznie na odciążeniu czopów wału korbowego i panwi łożysk kadłubowych w silniku.

² a także wszystkich wyższych rzędów



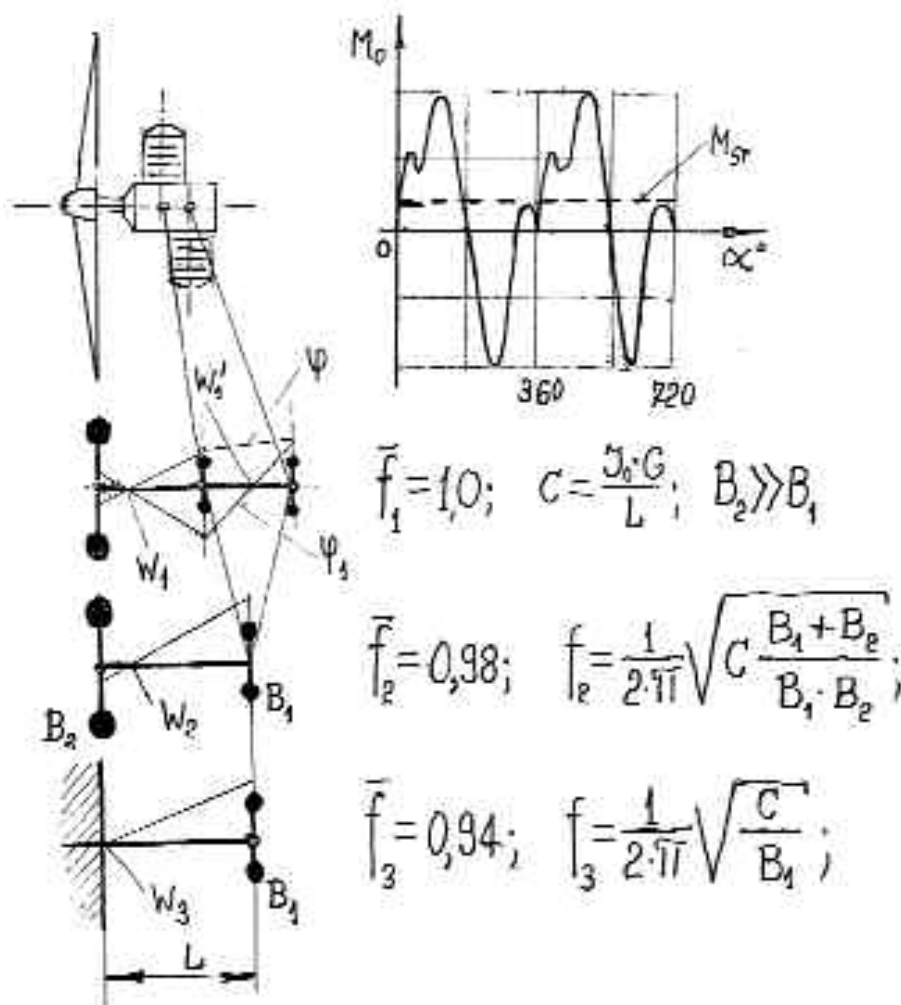
Rys. 3. Siły działające na masy układu korbowego przemieszczające się w cylindrach silnika ruchem posuwisto - zwrotnym; (a) w 4-o cylindrowym rzędownym, (b) w 4-o cylindrowym typu „bokser”

W silnikach specjalnie powstałych dla potrzeb lotnictwa w czasie jego burzliwego rozwoju – t.j. silników gwiazdowych – problem wyrównoważenia sił powstających w wyniku skomplikowanej kinematyki ruchu posuwisto - zwrotnego tłoków w cylindrach promieniowo rozmieszczonych względem osi obrotów wału silnika, jak się okazało, jest wyjątkowo prosty. Schematy na rys.4 wyraźnie to wyjaśniają.



Rys. 4. Siły działające na masy układu korbowego przemieszczające się ruchem posuwisto-zwrotnym w cylindrach silnika gwiazdowego ϕ – kąt między osiami sąsiednich cylindrów (tu $\phi=120^\circ$), F_1, F_2, F_3 – składowe wzdłuż wykorbienia sił niewyważonych wszystkich cylindrów, m_{pc} – masa przeciwcieżaru, F_{pc} – zrównowажająca siła przeciwcieżaru

Do rozważań wybrano najprostszy silnik: z trzema cylindrami³ rozmieszczonymi promieniowo co 120° oraz korbowodami współosiowo sprzęgniętymi z czopem wykorbienia. Analiza wartości i kierunków wektorów sił bezwładności działających na masy przemieszczające się w cylindrach wykazała, że składowe poziome (jak na rysunku), znoszą się – a ich algebraiczna suma w kierunku pionowym jest stała (przy $n=const$) i równa $\sum F_i = F_1 \frac{i}{2}$; (gdzie: i jest liczbą cylindrów), którą można zrównoważyć przeciwciężarem o masie m_{pc} obliczonej wg przytoczonego na rys. 4 wzoru.

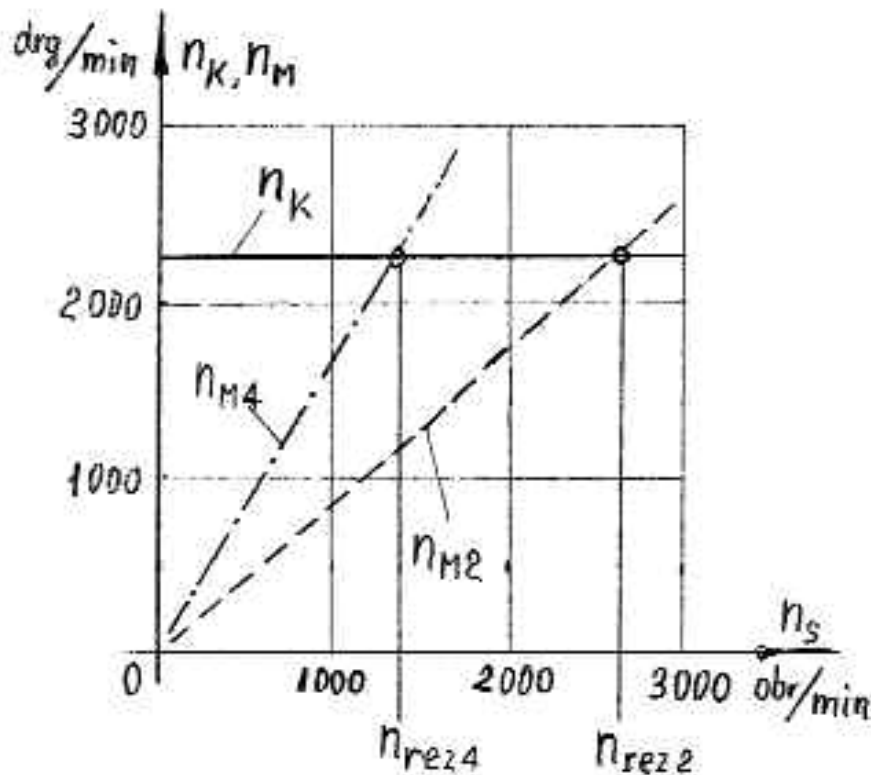


Rys. 5. Zasada budowania modelu obliczeniowego częstotliwości własnych drgań skrętnych na przykładzie 2-u cylindrowego silnika typu „bokser” napędzającego śmigło, oraz przebiegu jego momentu obrotowego; φ – linia kątów skręcenia wału korbowego, W_1, W'_1 – węzły drgań w modelu trzy masowym, W_2, W_3 – węzły drgań modeli 2-u masowego i 1-o masowego, C – sztywność wału na skręcanie G – moduł sprężystości poprzecznej materiału wału, J_0 – geometryczny biegunowy moment bezwładności przekroju poprzecznego wału

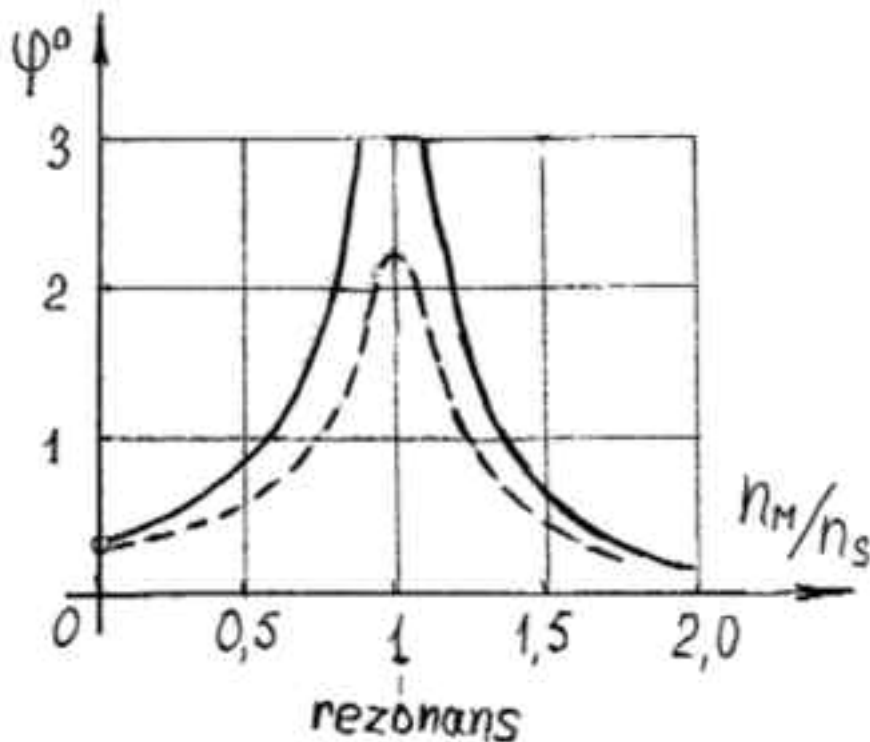
Specyfikę lotniczych silników tłokowych, w odróżnieniu od trakcyjnych, stanowi brak koła zamachowego. Jego rolę w lotnictwie spełnia śmigło, którego moment bezwładności jest większy – co najmniej o rząd wielkości. Pulsujący moment obrotowy silnika przekazywany na śmigło stanowi źródło drgań skrętnych wału silnika, który w przypadku częstotliwości pokrywających się z drganiami własnymi układu silnik – śmigło grozi awarią silnika. Na rys. 5 przedstawiono ideę budowania modeli obliczeniowych drgań skrętnych układu przenoszącego moment

³ W lotnictwie rozpowszechnione były silniki o 5, 7, 9 cylindrach w pojedynczej gwiazdce a w podwójnej 2x7 cylindrów

obrotowy od silnika do śmigła o różnym stopniu uproszczenia z przytoczeniem wzorów obliczeniowych. Przytoczone wyniki obliczeń odniesiono do uzyskanych z modelu trójmasowego. Różnice są zapewne mniejsze niż wynikające z obliczeń redukcji odcinków wału korbowego.

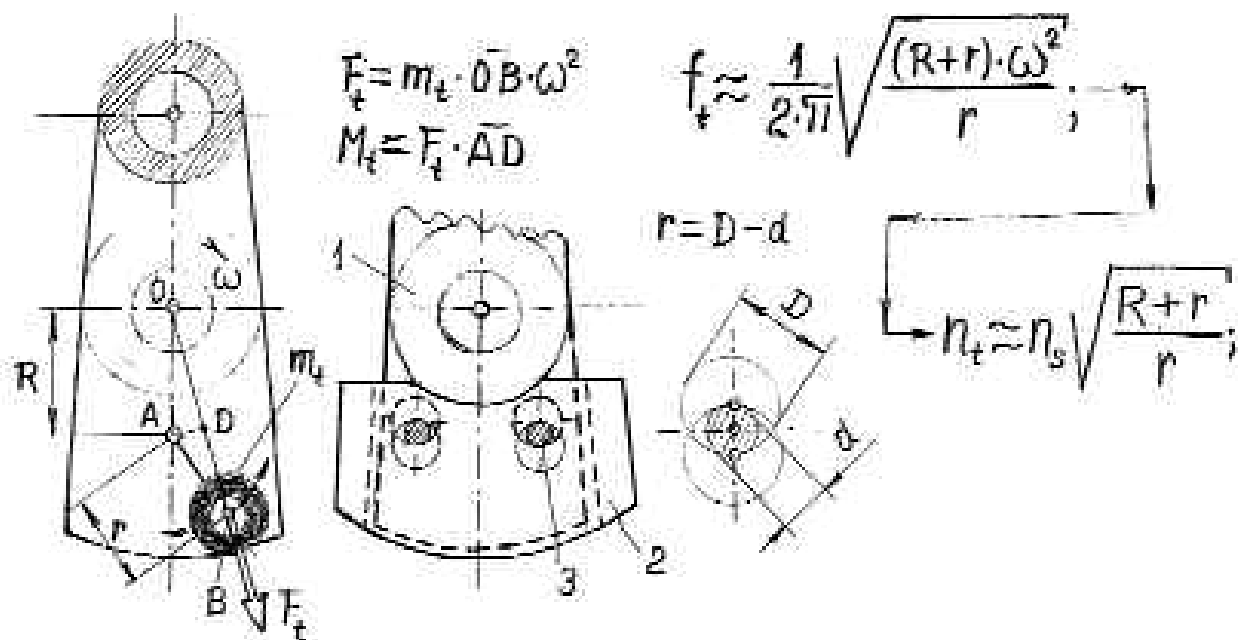


Rys. 6. Zależność częstotliwości własnych drgań skrętnych wału korbowego n_K oraz wymuszających n_M przebiegiem momentu obrotowego drgań rezonansowych n_r od prędkości obrotowej silnika n_s ; n_{M2} , n_{M4} - częstotliwości wymuszane pulsacją momentu obrotowego 2-u i 4-o krotną na 1 obrót wału silnika, n_{rez2} , n_{rez4} - odpowiednio rezonansowe prędkości obrotowe silnika

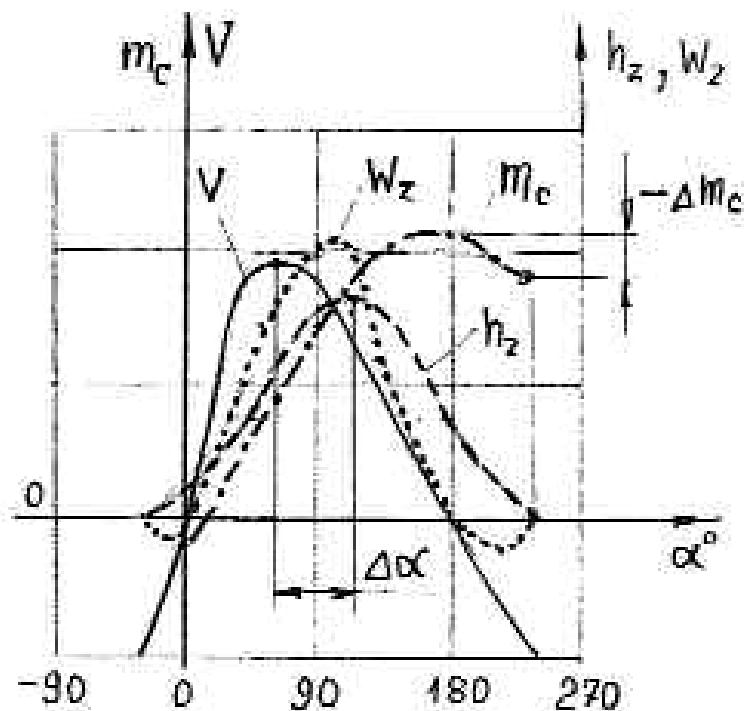


Rys. 7. Zależność kątów skręcania φ wału korbowego w zakresie rezonansowej prędkości obrotowej n_s silnika z częstotliwością wymuszeń n_M pulsujących momentu obrotowego

Zagrożenia uszkodzenia wału przenoszącego pulsujący moment obrotowy silnika na śmigło wynikają z ewentualności wystąpienia rezonansu drgań – przedstawionego na rys. 6. Dla ograniczenia możliwości uszkodzeń z tego powodu stosowano dawniej dość powszechnie tłumiki drgań o zróżnicowanych ideach tłumienia: od podatnych sprzęgieł sprężynowych, hydraulicznych do bezwładnościowych. W każdym przypadku uzyskiwano radykalne zmniejszenie amplitud - rys. 7, a niekiedy także przemieszczenie zakresu rezonansowej prędkości obrotowej poza zakres roboczy silnika.



Rys. 8. Zasada działania bezwładnościowego tłumika drgań skrętnych i wykorzystania wahadłowo zamocowanego przeciwcieżaru na wale korbowym. 1 - wał korbowy, 2 - przeciwcieżar, 3 - rolka przeciwcieżaru



Rys. 9. Zależność prędkości tłoka V , wzniosu zaworu dolotowego h_z , prędkości przepływu powietrza W_z przez szczelinę zaworową oraz bieżącej zawartości masy m_c powietrza zassanego do cylindra od położenia kąтового wału korbowego suwu podczas napełniania

W okresie II-ej wojny światowej rozpowszechnił się (głównie w silnikach gwiazdowych) typ tłumika bezwładnościowego polegającego na wahadłowym zawieszeniu przeciwmasy wyważeniowej na wale korbowym silnika – rys. 8. Zaletę tych tłumików stanowi brak poboru energii do ich działania oraz możliwości dostrajania częstotliwości wahań (na drodze wyboru „długości” wahadła) przez właściwy dobór średnicy D w ramieniu wału korbowego i przeciwmasy oraz średnicy d sworznia osadzonego w tych otworach. Ponadto częstotliwość wahań tłumika zmienia się proporcjonalnie do prędkości obrotowej wału na którym osadzony jest tłumik – co czyni go tłumikiem „całozakresowym” pracy silnika.

Skomplikowana kinematyka przemieszczającego się posuwisto – zwrotnie tłoka w cylindrach silnika i związanego „sztywno” z nim mechanicznie napędu zaworów rozrządu silnika wpływa na skomplikowanie przepływu powietrza (lub mieszanki palnej) przez zmieniające się szczeliny zaworów dolotowych i spalin przez zawory wylotowe. Na rys. 9 przedstawiono zależności prędkości tłoka V i wzniosu h_z zaworu dolotowego od kąтового położenia α wału korbowego podczas suwu ssania silnika niedoładowanego. Już z pierwszego spojrzenia wynika, że wartości maksymalnej prędkości tłoka nie pokrywają się kątownie z maksymalnym wzniosem zaworu dolotowego. Ma to poważne konsekwencje w procesie napełniania cylindra tzw. „świeżym” ładunkiem. Podobnie jak uchylanie się zaworu przed zewnętrznym zwrotem tłoka i domykanie po zwrocie wewnętrznym tłoka.

W obu przypadkach występują przepływy zwrotne (z cylindra) co charakteryzuje na rys.9 prędkość przepływu W_z przez szczelinę zaworową. Szczególnie duża strata (ubytek) już zasane do cylindra ładunku m_c jest wynikiem wypchnięcia części ładunku Δm_c powrotem do kanału dolotowego silnika podczas rozpoczynającego się suwu sprężania. Powyżej opisane procesy wskazują na potrzebę głębszego opracowania naukowego procesów towarzyszących wymianie ładunku w cylindrach silników tłokowych.

LITERATURA

- [1] **Balicki W., Kawalec K., Pągowski Z., Szczeciński J., Szczeciński S.:** *Historia i perspektywy rozwoju napędów lotniczych*. Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa, 2005.
- [2] **Bohner C.:** *Der Flugmotor*. Berlin, 1943.
- [3] **Dzierżanowski P., Łyżwiński M., Szczeciński S.:** *Napędy lotnicze. Silniki tłokowe*. WKiŁ, Warszawa, 1981.
- [4] **Januła J., Szczeciński J., Szczeciński S.:** *Poprawa ekonomiczności i dynamiki samochodów osobowych*. III Wyd., WKiŁ, Warszawa, 1989.
- [5] **Maslennikow M., Rppiort M.:** *Awiacjonnyje porszniewyje dwigatieli*. Oborongiz, Moskwa, 1951.
- [6] **Niewiarowski K.:** *Tłokowe silniki spalinowe*. WKiŁ, Warszawa, 1989.

PROBLEMATYKA WYMIANY ŁADUNKU W CYLINDRACH LOTNICZEGO SILNIKA TŁOKOWEGO

W. Balicki, S. Szczeciński

Instytut Lotnictwa

J. Szczeciński

General Electric Poland

R. Chachurski, A. Kozakiewicz

Wojskowa Akademia Techniczna

Streszczenie

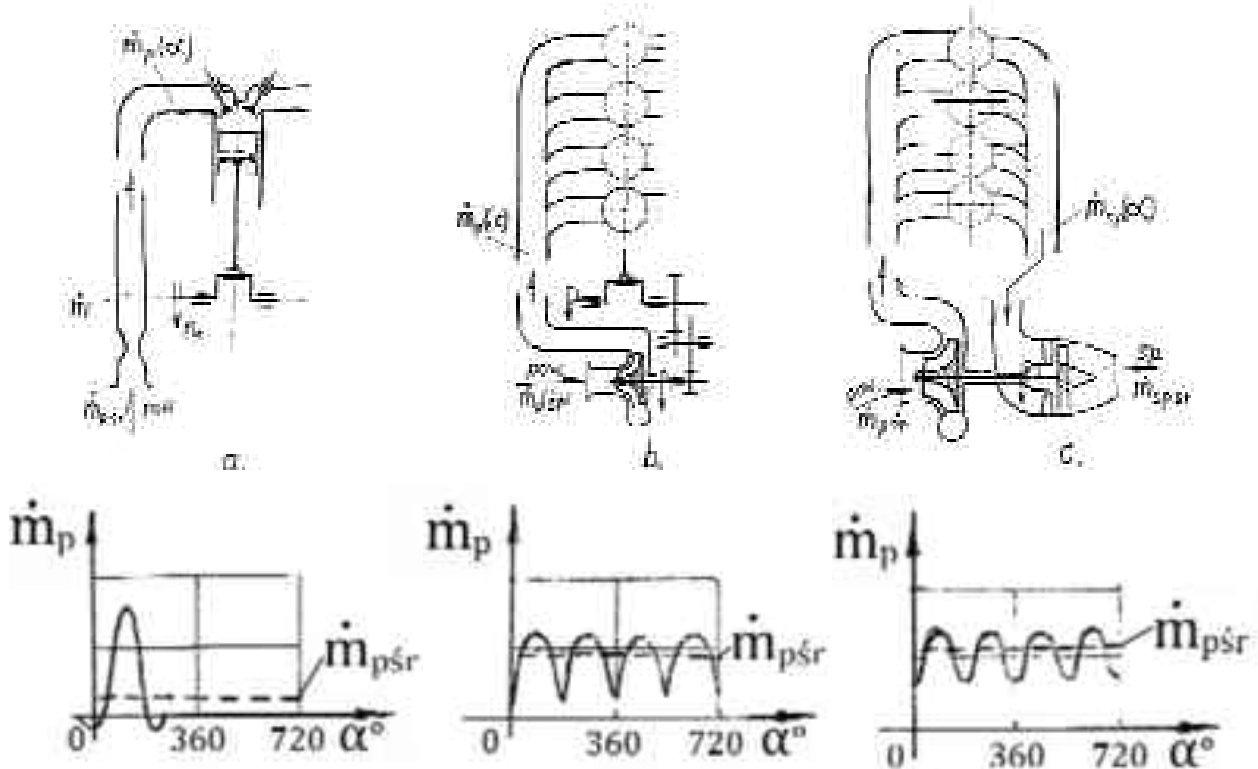
Użytkowane od ponad 100 lat w lotnictwie spalinowe silniki tłokowe swój najintensywniejszy rozwój przeszły w okresie I-ej wojny światowej, a doskonalenie jakościowe w okresie poprzedzającym II-ą Wojnę Światową. Wyparcie silników tłokowych przez turbinowe odrzutowe najpierw z lotnictwa bojowego a następnie dalekosiężnego lotnictwa pasażerskiego i towarowego – całkowicie zahamowało rozwój silników tłokowych ograniczając obszar wykorzystania w „małym” lotnictwie turystycznym, sportowym oraz rolniczym, policyjnym ... t.j. nie wymagającym dużych mocy, względnie tanim i łatwym w obsłudze. Obecnie jest potrzeba i szansa ich unowocześnienia (jak to już uczyniono w obszarze silników samochodowych) oraz wykorzystując „lotniczą wiedzę” o aerodynamice przepływów, polepszyć ich ogólną sprawność. W artykule przedstawiono sposoby poprawy napełnienia cylindrów silników, także doładowanych na drodze ograniczenia pulsacji przepływów przez sprężarki i turbosprężarki. Zwrócono uwagę na cechy dynamiczne silników tłokowych – stanowiących napęd lekkich i bardzo lekkich samolotów.

Słowa kluczowe: doładowanie, turbodoładowanie, przepływy pulsujące

Rozwój lotniczych silników tłokowych całkowicie ustał wraz zakończeniem II-ej wojny światowej. Pojedyncze próby rozwoju nie wytrzymały konkurencji z powstałymi silnikami turbiniowymi odrzutowymi i śmigłowymi. Natomiast rzeczywisty rozwój silników tłokowych nastąpił w motoryzacji, zwłaszcza po wynalezieniu sondy „lambda” i niskociśnieniowego (przedaworowego) wtrysku paliwa, co radykalnie zmniejszyło zużycie paliwa oraz zawartość toksycznych składników w spalinach i wymusiło eliminację ołowiu w paliwach. Natomiast pozostała w zapomnieniu aerodynamika przepływów w układach dolotowych i wylotowych, szczególnie przydatna w silnikach turbodoładowanych.

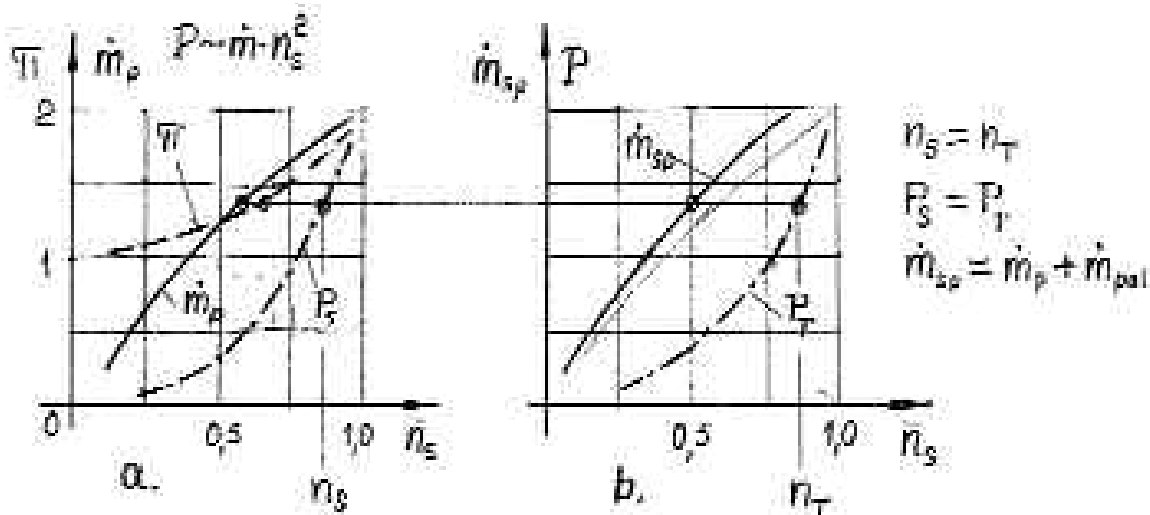
Należy tu dostrzec specyfikę współpracy silnika tłokowego, o pulsacyjnym przepływie i spalin (zależnym od liczby cylindrów), ze sprężarką i turbiną, o przepływie ciągłym (charakterystycznym dla maszyn wirnikowych). Na rys. 1 przedstawiono schematy charakterystycznych typów silników z zaznaczeniem pulsacji strumienia w kanałach dolotowych jedno- i czterocylindrowego oraz w kanale wylotowym silnika turbodoładowanego. We wszystkich przypadkach zaznaczono wartości średniego natężenia przepływu. Widoczna pulsacja przepływu za sprężarką podczas cyklicznego napełniania cylindrów oraz przed turbiną – podczas wydalania spalin z cylindrów nie sprzyja, ani efektywnemu napełnieniu cylindrów „świeżym” ładunkiem i ich opróżnianiu ze spalin, ani osiągnięciu sprawności sprężarki i turbiny – jak podczas przepływu ustalonego.

Dla przypomnienia na rys. 2 przytoczono charakterystyki obrotowe sprężarki i turbiny – pracujących jako zespół wirnikowy turbosprężarki – w warunkach przepływu ustalonego (pozbawionego pulsacji). W każdych warunkach pracy turbosprężarki musi zachodzić równowaga mocy P_S i P_T i prędkości n_S i n_T obu zespołów.



Rys. 1. Schemat silników (a) wolnossącego jednocylindrowego, (b) doładowanego, cztero cylindrowego ze sprężarką mechanicznie napędzaną, (c) doładowanego cztero cylindrowego z turbosprężarką,

$\dot{m}_p(\alpha)$, $\dot{m}_{psr}(\alpha)$ – masowe chwilowe natężenie powietrza i spalin, α – kątowe położenie wykorbnienia silnika.

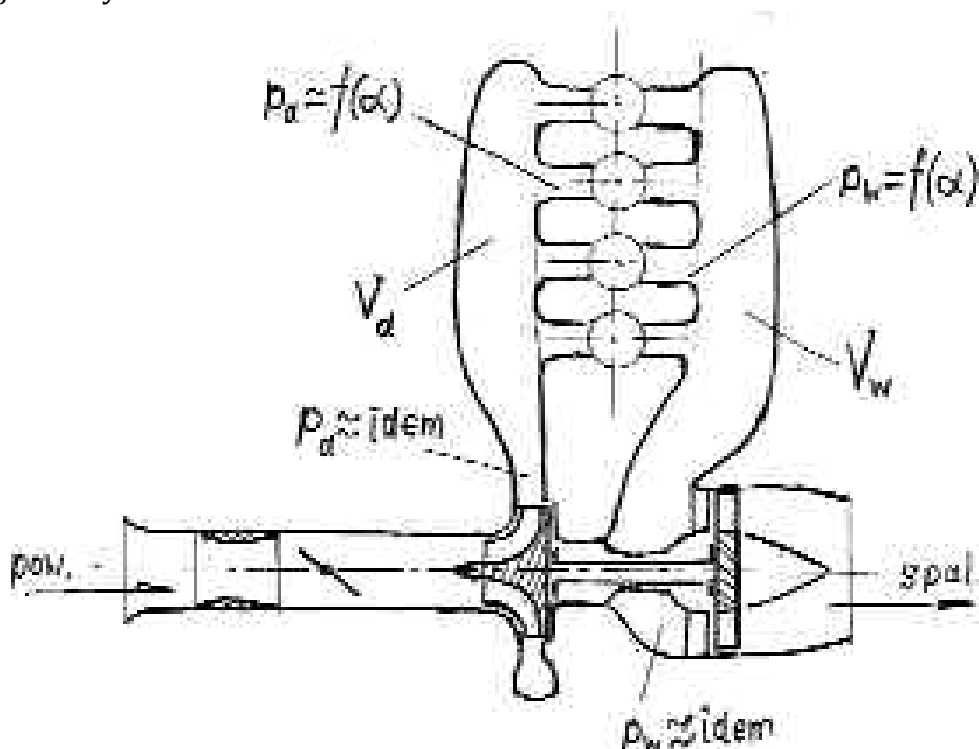


Rys. 2. Charakterystyki obrotowe sprężarki (a) i ją napędzającej turbiny (b);

\dot{m}_p , \dot{m}_{sp} , \dot{m}_{pal} - natężenia przepływu powietrza, spalin i paliwa, π - spręż sprężarki, n_s , n_T - prędkości obrotowe wirników sprężarki i turbiny, P_s - moc niezbędna do napędu sprężarki, P_T - moc rozporządzalna turbiny

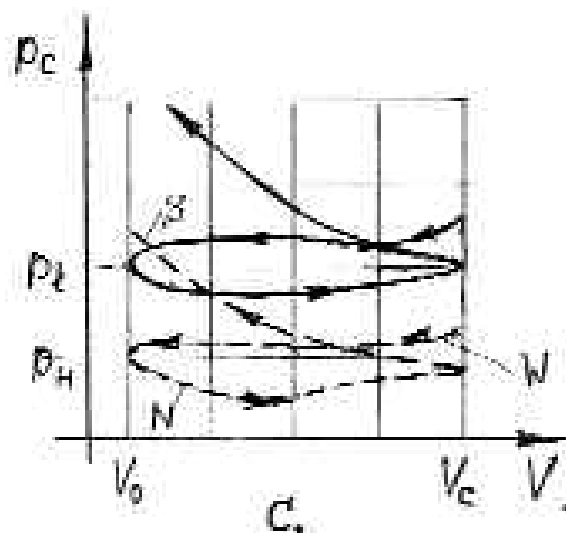
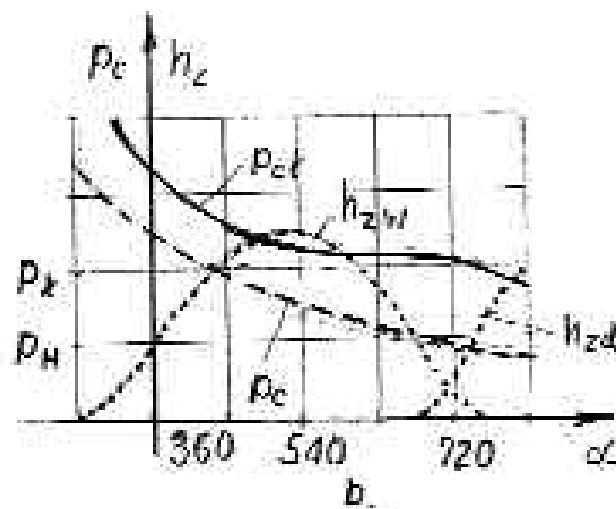
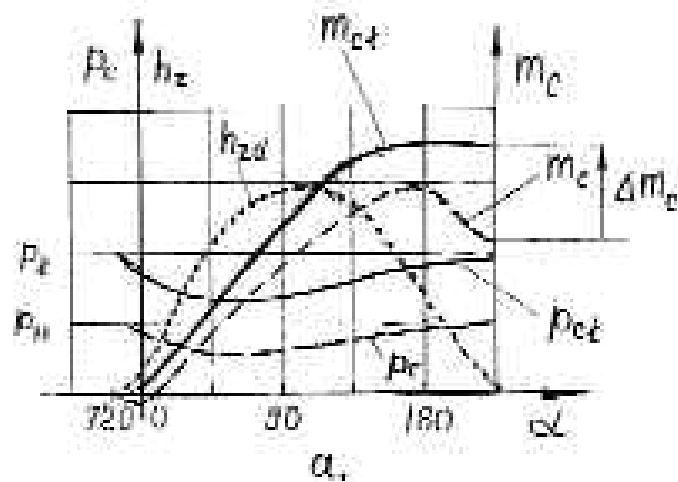
W silnikach doładowanych samolotów bojowych podczas II-ej wojny światowej sprężarki były napędzane mechanicznie (o przełożeniu przyspieszającym względem wału korbowego od ok. 7 do ok. 12) przy stopniu doładowania, przy ziemi π (1,5...2,0). Czas akceleracji jest dłuższy przy zastosowaniu turbosprężarki – przy której wykorzystuje się jednak energię wydalaną z cylindrów spalin, co wpływa na zmniejszenie jednostkowego zużycia paliwa. W okresie II-ej wojny światowej doładowanie zwiększyło moc silnika na wysokości znamionowej (2 000...4 000 m) od ok. 10 % do nawet 100%, przy ok. 10% mocy odbieranej od silnika do napędu sprężarki z jednoczesnym wzrostem jednostkowego zużycia o (10...15%).

Dla poprawnej pracy przepływowej wirnikowych sprężarek i turbin, mimo pulsujących przepływów powietrza i spalin przez szczeliny zaworowe cylindrów silników, można zastosować zwiększenie objętości układu dolotowego V_d i wylotowego V_w zaznaczonych na rys. 3. Eksperymentalne badania przepływowe na prostym modelu dwucylindrowego silnika potwierdziły słuszność tej metody.

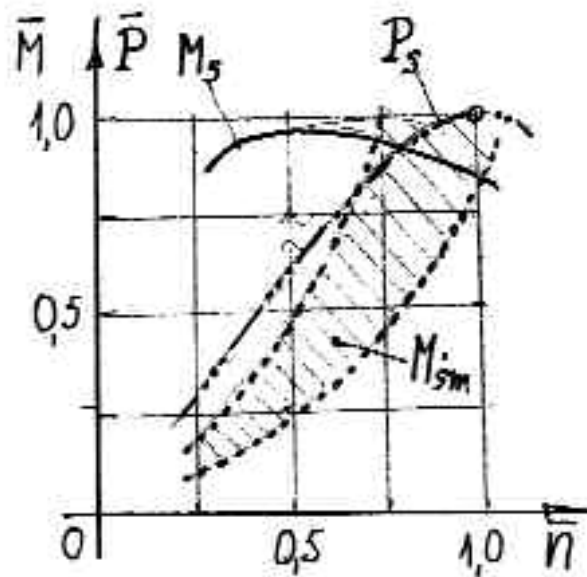


Rys. 3. Wpływ objętości V_d - układu dolotowego i wylotowego V_w na stopień wyrównania ciśnienia przed zaworami p_d i przed turbiną p_w

Doładowanie silników dość radykalnie zmienia proces napełniania cylindrów i pozwala na wzrost ilościowy ostatecznej porcji ładunku po zamknięciu zaworu dolotowego o wartość Δm_c zaznaczoną na rys. 4.a. Natomiast zastosowanie turbiny jako napędu sprężarki doładowującej wpływa na zwiększenie ilościowe resztek spalin pozostałych w cylindrach silnika po zamknięciu zaworów wylotowych (por. rys. 4.b.) w suwie opróżnienia. Dla pełniejszej oceny ilościowej zmian procesów wymiany ładunku w cylindrach na drodze doładowania (i turbodoładowania w odniesieniu do analogicznych procesów silnika wolnossącego pokazano na rys. 4.c. fragment wykresu indykatorowego w suwie napełniania N , wydalenia spalin W oraz sprężania S . Dodatkowa pojemność V_d układu dolotowego powinna być tak dobrana aby chwilowy pobór powietrza przez cylinder silnika nie przekraczał wartości średniego natężenia przepływu sprężarki. Oznacza to, że pojemność ta spełnia rolę zasobnika powietrza uzupełnionego ciągłym dopływem powietrza ze sprężarki, co oznacza, że jest ona także zależna od liczby zasilanych cylindrów (pulsacji przepływu powietrza pobieranego przez cylindry). Podobny skutek zmniejszania pulsacji wypływu spalin napływających do turbiny spełnia pojemność V_w w układzie wylotowym silnika.



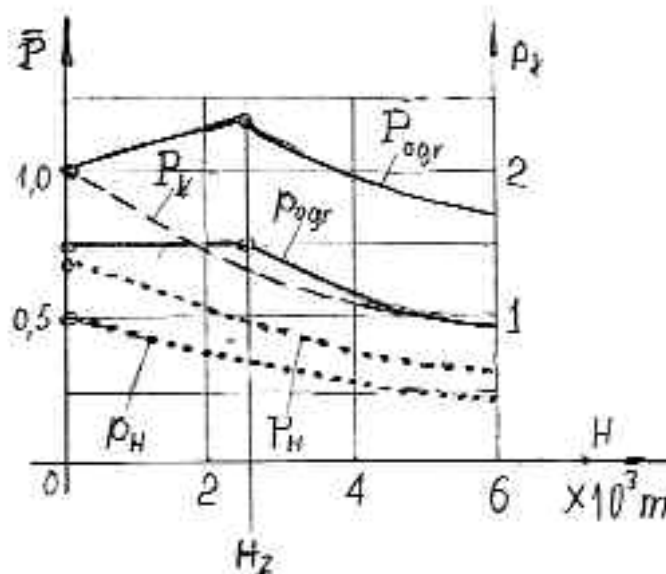
Rys. 4. Wpływ doładowania i turbodoładowania na stopień napięcia m_c cylindrów oraz przebieg ciśnień w suwie ich napełnienia i opróżniania
(a) - podczas suwu napełnienia, (b) - podczas suwu opróżniania, (c) - fragment wykresu indykatorowego silnika wolnossącego i doładowanego
 h_z - wznios zaworu, p_H, p_i - ciśnienie otoczenia i ładowania, p_c, m_c - ciśnienie i masa ładunku, α - położenie kątowe wykorbienia wału silnika



Rys. 5. Charakterystyka obrotowa silnika i śmigła

M_s, P_s - moment obrotowy i moc silnika, M_{sm} - obszar momentów obrotowych nastawnego śmigła

Specyfika silników lotniczych (a więc i tłokowych) jest ich praca w różnych warunkach zależnych od wysokości H i prędkości V lotu statku powietrznego oraz praca ciągła na zakresie prędkości obrotowej bliskiej jej wartości odpowiadającej maksymalnej mocy silnika. Sprzyja to pracy w takich warunkach zastosowanie śmigła o nastawnym skoku łopat, co uwidoczniło na charakterystyce obrotowej silnika z takim śmigłem (rys. 5).



Rys. 6. Charakterystyki wysokościowe lotniczych silników tłokowych mocy P i ciśnienia napędzania p
 P_H, p_H - wolnossącego, P_1, p_1 - doładowanego, P_{ogr}, p_{ogr} - doładowanego z ogranicznikiem ciśnienia ładowania

Natomiast przebiegi charakterystyk wysokościowych silników przedstawiono na rys. 6. Widoczny jest ciągły spadek mocy P_H i ciśnienia p_H silnika wolnossącego i doładowanego P_1 bez ograniczenia ciśnienia ładowania. Działanie ogranicznika ciśnienia ładowania (p_{ogr}) powoduje wzrost mocy P_{ogr} do znamionowej wysokości H_z , co spowodowane jest spadkiem ciśnienia w karterze silnika (pod tłokami), a następnie spadek mocy proporcjonalnie do spadku ciśnienia p_H powietrza otaczającego.

Przedstawione tu „drobne” kroki usprawniające pracę spalinowych tłokowych silników lotniczych są w „zasięgu ręki” konstruktorów i technologów zwłaszcza, że silniki o takim zastosowaniu pracują w bardzo wąskim zakresie prędkości obrotowych - zwłaszcza przy użyciu śmigieł o nastawnym skoku.

LITERATURA

- [1] **Biezeno C., Grammel R.:** *Technische Dynamik*. Berlin, 1953.
- [2] **Bohne C.:** *Der Flugmotor*. Berlin, 1943.
- [3] **Dzierżanowski P., Łyżwiński M., Szczeciński S.:** *Napędy lotnicze. Silniki tłokowe*. WKiŁ, Warszawa, 1981.
- [4] **Kordziński C., Srodulski T.:** *Układy dolotowe silników spalinowych*. WKiŁ, Warszawa, 1968.
- [5] **Maslennikow M., Rppiort M.:** *Awiacjonnyje porszniewyje dwigatieli*. Oborongiz, Moskwa, 1951.
- [6] **Szczeciński S.:** *Lotnicze silniki tłokowe*. Wyd. MON, Warszawa, 1969.

ZAGROŻENIA OBLODZENIEM LOTNICZYCH SILNIKÓW TŁOKOWYCH

Ryszard Chachurski

Wojskowa Akademia Techniczna

Streszczenie

W artykule zaprezentowano podstawowe informacje związane z problematyką oblodzenia układów dolotowych lotniczych (i nie tylko) silników tłokowych będące wynikiem analiz i prac badawczych prowadzonych w ITL WAT. Opisano warunki sprzyjające oblodzeniu oraz procesy zachodzące wewnątrz kanału przepływowego gaźnika. Przedstawiono wpływ zasysania do wlotu wody, kondensacji pary wodnej oraz parowania paliwa w gaźniku na tworzenie się w nim osadów lodowych. Pokazano schematy układów zapobiegających oblodzeniu stosowane w lotniczych silnikach tłokowych poprzez ogrzewanie ścianek gaźników, podgrzewanie powietrza oraz możliwości bezwładnościowego usuwania kropel wody z powietrza zasysanego do wlotu. Sformułowano wskazówki dla pilotów pozwalające na możliwie wczesne zauważenie przez nich objawów oblodzenia.

Słowa kluczowe: układ dolotowy, gaźnik, oblodzenie

Lotnicze prognozy pogody nie zawierają zazwyczaj specjalnych ostrzeżeń dotyczących możliwości wystąpienia oblodzenia układów dolotowych silników tłokowych. Wymusza to konieczność wyposażenia załóg statków powietrznych w odpowiedni zasób wiedzy pozwalający na właściwą ocenę warunków atmosferycznych w celu uniknięcia niebezpieczeństwa pojawienia się tego rodzaju oblodzenia, które może wystąpić w szerokim zakresie temperatur. Najczęściej pojawia się w temperaturach od -10°C do $+25^{\circ}\text{C}$ przy wilgotności względnej 60% i wyższej.

Od roku 2005 badania procesów obladzania lotniczych silników tłokowych prowadzone są także w Polsce w ITL WAT.

WARUNKI SPRZYJAJĄCE OBLADZANIU SILNIKÓW TŁOKOWYCH

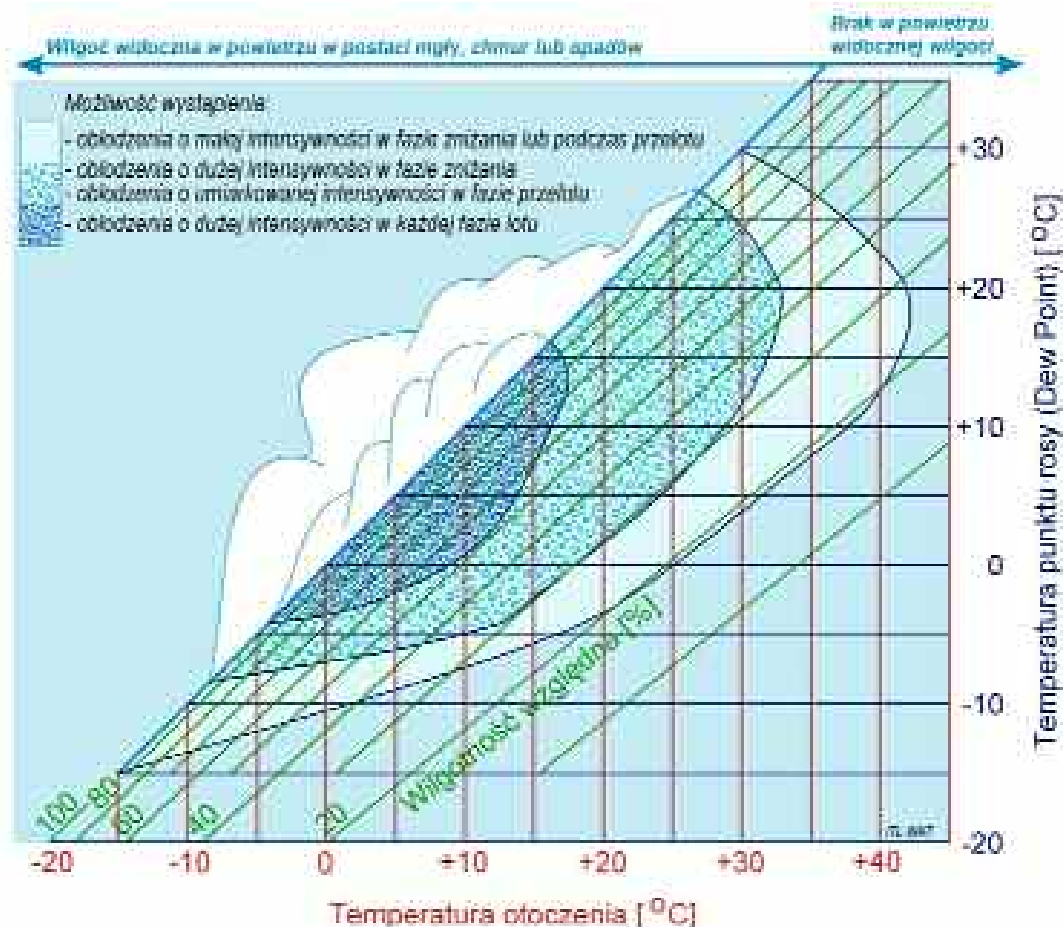
Podatność na oblodzenie lotniczych silników tłokowych jest znacznie zróżnicowana i zależy od wielu czynników, takich jak np. geometria układu dolotowego, rodzaj i budowa gaźnika, prędkości przepływu strumienia powietrza przez poszczególne przekroje kanału układu dolotowego itd. Na podstawie badań doświadczalnych ustalono, że podczas zniżania lotu przy częściowym otwarciu przepustnicy oblodzenie może zdarzać się w temperaturze ponad $+38^{\circ}\text{C}$ przy wilgotności względnej poniżej 30%. Zagrożenie oblodzeniem układów dolotowych jest zdecydowanie większe w ciepłe i wilgotne letnie dni niż w suche dni zimowe, ponieważ w te pierwsze dni powietrze zawiera więcej pary wodnej (paradoksalnie jeden z najnowszych diagramów służących do oceny zagrożenia oblodzeniem lotniczych silników tłokowych został opublikowany w roku 2000 w Australii). Widoczna woda w postaci opadów, chmur czy zamglenia nie jest warunkiem koniecznym do wystąpienia pewnych rodzajów oblodzenia układów dolotowych, jednak niebezpieczeństwo jednoczesnego pojawienia się wszystkich jego rodzajów rośnie przy obecności widocznych objawów obecności wody w powietrzu.

Na podstawie badań prowadzonych w wielu krajach głównie jeszcze przed II Wojną Światową oraz w trakcie jej trwania ustalono, że możliwość wystąpienia oblodzenia, jak i jego stopień, są w istotny sposób uzależnione od konfiguracji układu dolotowego, rodzaju zasilania i gaźnika itp. W rezultacie ówczesnych, a także późniejszych badań opracowano kilka różniących się nieco między sobą diagramów pozwalających na ocenę możliwości wystąpienia oblodzenia układów dolotowych lotniczych silników tłokowych. Diagramy dotyczą przede wszystkim silników z gaźnikami pływakowymi, gdyż zagrożenie oblodzeniem dla silników wyposażonych w większość typów gaźników przeponowych lub we wtryskowe układy zasilania jest znacznie mniejsze. Na diagramach najistotniejsze są pola wskazujące na występowanie warunków sprzyjających pojawianiu się silnego oblodzenia.

Na rys. 1 pokazano zbiorczy diagram przeznaczony do oceny możliwości wystąpienia oblodzenia układów dolotowych lotniczych silników tłokowych opracowany w ITL WAT m.in. na podstawie diagramów dostępnych w różnych źródłach. Na diagramie wydzielono 4 strefy odpowiadające różnym stopniom zagrożenia oblodzeniem, w których:

- zagrożenie oblodzeniem nie występuje,
- istnieje możliwość wystąpienia oblodzenia o małej intensywności w fazie zniżania lub podczas przelotu,
- może wystąpić oblodzenie o umiarkowanej intensywności w fazie przelotu lub o dużej intensywności podczas zniżania,
- oblodzenie o dużej intensywności może wystąpić w każdej fazie lotu.

Należy zwrócić uwagę, że diagram przedstawiony na rys. 1 dotyczy warunków, w których woda nie występuje w powietrzu w postaci widocznej, np. jako mgła, chmury, deszcz itp. Obecność w powietrzu wody w postaci widocznej zwiększa możliwość wystąpienia oblodzenia.



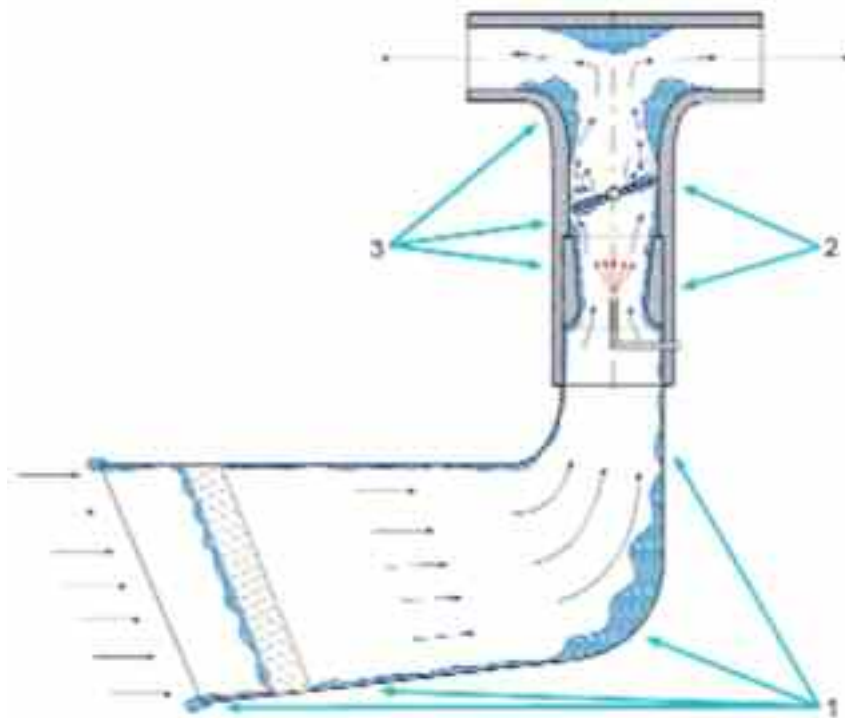
Rys. 1. Diagram do określania możliwości wystąpienia oblodzenia elementów układu dolotowego lotniczego silnika tłokowego

Trzeba także pamiętać, że opracowane diagramy mają jedynie charakter pomocniczy, mający uświadomić załogom statków powietrznych możliwość wystąpienia zagrożenia oblodzeniem i wzmocnić ich czujność. Pomocniczy charakter diagramu wynika z różnorodności budowy układów dolotowych silników tłokowych, a także stosowanych w nich gaźników oraz wynikających z tego różnic w wartościach parametrów strumienia czynnika roboczego przepływającego przez te układy dolotowe. Z tego względu należy przede wszystkim bezwzględnie przestrzegać zaleceń zawartych w instrukcjach eksploatacji poszczególnych statków powietrznych i ich zespołów napędowych.

MECHANIZM OBLADZANIA SILNIKÓW TŁOKOWYCH

Literatura poświęcona opisywanej tematyce wyróżnia, na podstawie mechanizmów jego powstawania, trzy rodzaje źródeł oblodzenia układów dolotowych lotniczych silników tłokowych:

Woda zawarta w powietrzu – oblodzenie pojawia się w wyniku oddziaływania strumienia wilgotnego powietrza, jeśli temperatura otoczenia lub statku powietrznego wynosi od 0°C do +5°C lub jest niższa. Strumień wilgotnego powietrza uderzający w elementy układu dolotowego silnika tłokowego powoduje ich chłodzenie i zamarzanie na nich zawartych w powietrzu kropeł wody. Lód może tworzyć się na chwytach powietrza, ekranach zamontowanych we wlotach, ściankach układu dolotowego, filtrach powietrza, elementach zaworów powietrza doprowadzanego z chwytów dodatkowych (rys. 2) oraz na przegrodach wewnątrz kanałów dolotowych.

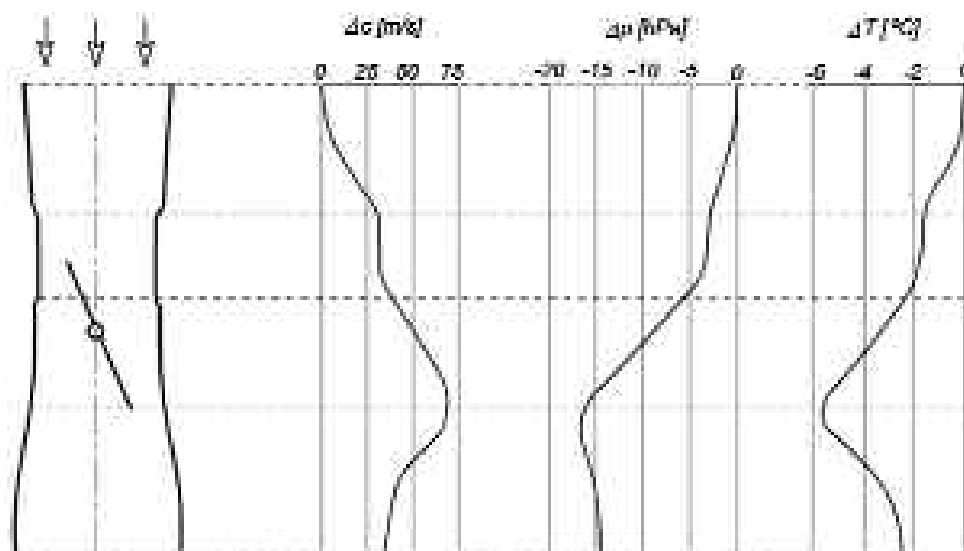


Rys. 2. Miejsca, w których źródłem oblodzenia jest woda zawarta w powietrzu (1), para wodna zawarta w powietrzu (2), parujące paliwo (3)

Szczególne zagrożenie tym rodzajem oblodzenia występuje podczas opadów śniegu, deszczu ze śniegiem, lotu w chmurach oraz podczas deszczu przy temperaturach otoczenia w granicach 0°C zwłaszcza, jeśli lód jest widoczny na szybach kabiny lub elementach płatowca. Największą prędkość narastania warstwy lodu obserwuje się w temperaturze około -4°C, w której przechłodzone krople wody w powietrzu znajdują się w stanie półpłynnym. Ten typ oblodzenia zazwyczaj nie stanowi zagrożenia przy bardzo niskich temperaturach otoczenia, ponieważ wilgotność względna powietrza jest wówczas zazwyczaj niewielka. W tych temperaturach woda zawarta w powietrzu może przyjmować postać kryształków lodu, które w przypadku braku filtrów mogą przedostawać się wraz z powietrzem przez kanał dolotowy silnika nie powodując

zwykle żadnych zakłóceń w jego pracy. Ponieważ jednak układy dolotowe zwykle wyposażone są w filtry powietrza, kryształki lodu mogą osadzać się na filtrach, powodując ich oblodzenie i blokując dopływ powietrza do silnika. Oblodzenie, którego źródłem jest woda zawarta w powietrzu występuje we wszystkich rodzajach lotniczych silników tłokowych, zarówno gaźnikowych, jak i z wtryskiem niskociśnieniowym czy bezpośrednim.

Para wodna zawarta w powietrzu – oblodzenie może pojawiać się nawet przy stosunkowo wysokich temperaturach powietrza w warunkach częściowego otwarcia przepustnicy, typowego dla zakresów pracy silnika zbliżonych do biegu jałowego i dla małych otwarć przepustnicy odpowiadających podczas lotu fazie zniżania lub przelotu. Jest ono wynikiem kondensacji i zamarzania pary wodnej zawartej w powietrzu wskutek obniżania się temperatury w gardzieli gaźnika oraz przestrzeni między krawędziami przepustnicy a ściankami kanału przepływowego gaźnika. Lód pojawia się w gardzieli gaźnika i bezpośrednio za nią, a także bezpośrednio na przepustnicy i ściankach kanału dolotowego w jej pobliżu wskutek zwiększenia prędkości przepływu czynnika roboczego, spadku jego ciśnienia i temperatury (rys. 3). Prędkość narastania warstwy lodu zależy w tym przypadku od wilgotności powietrza i wielkości otwarcia przepustnicy, przy czym dłuższa praca silnika w takich warunkach grozi całkowitym złąwieniem przepływu powietrza i zgaśnięciem silnika. Do powstania oblodzenia, którego źródłem jest para wodna znajdująca się w powietrzu nie jest konieczne występowanie widocznej wilgoci w powietrzu (np. w postaci chmur, opadów itp.).



Rys. 3. Rozkład średnich wartości prędkości przepływu powietrza oraz jego temperatury i ciśnienia wzdłuż kanału przepływowego typowego gaźnika dla częściowego uchylenia przepustnicy

Oblodzenie to pojawia się we wszystkich typach silników tłokowych, zarówno z zasilaniem gaźnikowym, jak i z zasilaniem wtryskowym (na przepustnicach regulujących dopływ powietrza). Jest ono jednak zdecydowanie bardziej niebezpieczne dla silników gaźnikowych, w których rozpylacze paliwa znajdują się przed przepustnicą, ponieważ proces odparowywania paliwa w szczelinach między krawędziami przepustnicy a ściankami gaźnika znacznie zwiększa możliwość powstania lodu.

Parujące paliwo – oblodzenie jest wynikiem obniżania temperatury mieszanki paliwowo-powietrznej do temperatury zamarzania wody w wyniku pobierania ciepła koniecznego do odparowania paliwa od strumienia przepływającego powietrza i ścianek kanału przepływowego. W silnikach gaźnikowych pojawia się zwykle jednocześnie z oblodzeniem przepustnic. Lód osadza się na elementach gaźnika (np. na przepustnicy) i kolektora dolotowego znajdujących się za rozpylaczem paliwa. Możliwość znacznego obniżania się temperatury wewnątrz kanału

dolotowego silników tłokowych na skutek odparowywana paliwa potwierdza szereg badań prowadzonych nie tylko dla silników lotniczych, ale i samochodowych czy motocyklowych. Zależności pozwalające na obliczenie parametrów parującego paliwa i mieszanki w gaźniku oraz długości drogi parowania kropli paliwa opracował w roku 1983 zespół pracowników Zakładu Napędów Lotniczych WAT. Wyniki obliczeń wskazują, że pełne odparowanie kropli paliwa, w zależności od jej średnicy, odbywa się na drodze kilku – kilkunastu centymetrów, przy czym w 80% odparowuje ona na długości 2...4 centymetrów. Paliwo, które jeszcze nie odparowało porusza się głównie w postaci drobnych kropeł w mieszance, a jego niewielka część (w nagrzanym silniku około 3...4% jego ogólnej ilości) tworzy ciekłą powłokę płynącą po ściankach kanału dolotowego.

Całkowite odparowanie benzyny w układzie dolotowym silnika pracującego na mieszance ubogiej obniża temperaturę mieszanki o ok. 17...20°C, natomiast dla mieszanki bogatej spadek jej temperatury w wyniku odparowania benzyny sięga nawet 30°C.

Instrukcje eksploatacji niektórych silników, głównie stosowanych do napędu amatorskich statków powietrznych, przewidują, że mogą one być zasilane zarówno benzyną lotniczą jak i samochodową. Z przeprowadzonych badań porównawczych wynika, że z powodu większej lotności i możliwej większej zawartości wody niebezpieczeństwo wystąpienia oblodzenia układów dolotowych jest większe dla silników eksploatowanych z wykorzystaniem benzyn samochodowych niż lotniczych.

W zależności od konfiguracji układu dolotowego, rodzaju i konstrukcji gaźnika, zagrożenie oblodzeniem może być różne. Oblodzenie będące wynikiem odparowania paliwa jest największym zagrożeniem w silnikach wyposażonych w gaźniki pływakowe, w których rozpylacze paliwa są z reguły usytuowane przed przepustnicą, a mniejszym w silnikach z gaźnikami przeponowymi, ponieważ w nich często rozpylacze paliwa umieszcza się za przepustnicą. W silnikach z wtryskiem bezpośrednim oraz z gaźnikiem umieszczonym za sprężarką doładowującą ten rodzaj oblodzenia nie występuje. Tradycyjnie w silnikach samolotów bojowych używanych podczas II Wojny Światowej w silnikach gwiazdowych gaźniki umieszczano przed sprężarką. W silnikach szeregowych (zwykle w układzie widlastym z cylindrami stojącymi lub wiszącymi) gaźniki przed sprężarkami znajdowały się w silnikach amerykańskich i brytyjskich, natomiast w silnikach rosyjskich były one zawsze usytuowane za sprężarkami. Niemcy natomiast w silnikach swoich samolotów bojowych stosowali wyłącznie bezpośredni wtrysk benzyny do cylindrów (pod ciśnieniem ok. 25 MPa). W silnikach z wtryskiem niskociśnieniowym, chociaż zwykle w punkcie kanału dolotowego, w którym jest on realizowany zachodzi ogrzewanie ścianek kanału w wyniku przejmowania ciepła od cylindrów silnika, ten rodzaj oblodzenia może pojawić podczas rozruchu wystudzonego silnika w warunkach zimowych.

Największe zagrożenie występuje w przypadku gaźników pływakowych, w których nakładają się efekty wszystkich źródeł oblodzenia.

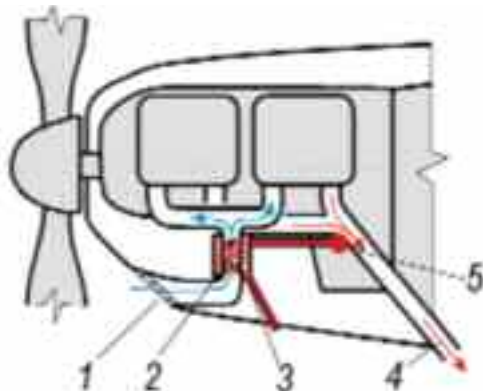
Jednocześnie z oblodzeniem układów dolotowych silników tłokowych może wystąpić oblodzenie ich układów paliwowych. Związane jest ono z obecnością wody w paliwie (szczególnie alkohole zawsze zawierają pewną ilość wody). Woda ta może zamarzać w instalacji paliwowej, przede wszystkim w filtrach, ale także w zakolach przewodów paliwowych, powodując przerwanie dopływu paliwa. Woda zawarta w paliwie dostaje się razem z nim do kanału dolotowego i może tam zamarzać w wyniku opisanych powyżej procesów.

SPOSOBY PRZECIWDZIAŁANIA OBLODZENIU LOTNICZYCH SILNIKÓW TŁOKOWYCH

Oblodzeniu układów dolotowych silników tłokowych zapobiega się różnymi sposobami, w zależności od konstrukcji silnika, umiejscowienia na płatowcu, sposobu jego chłodzenia itp. W większości przypadków stosuje się ogrzewanie ich newralgicznych elementów takich jak gaźniki oraz kolektory dolotowe lub też doprowadza się do gaźnika powietrze o wyższej temperaturze.

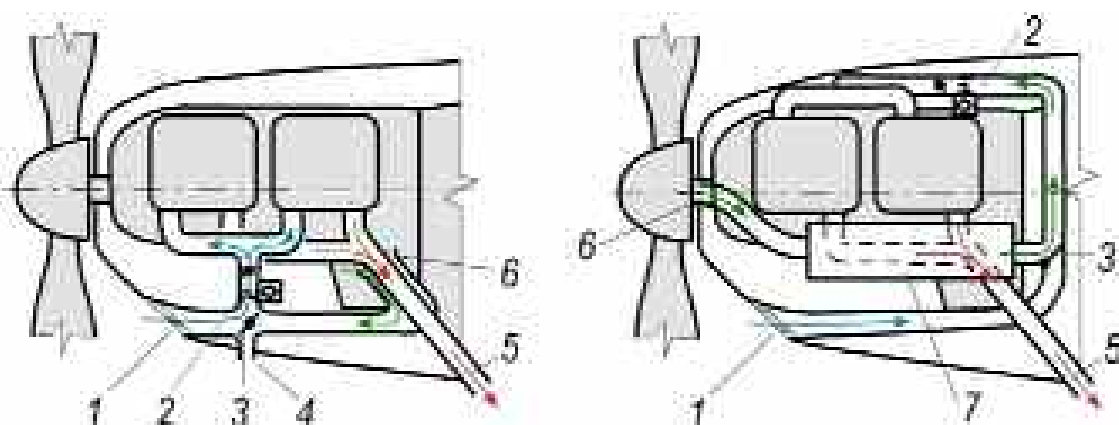
Aktualnie obowiązujące przepisy certyfikacji statków powietrznych wyposażonych w silniki tłokowe (w tym z tłokami wirującymi) nakazują wyposażanie układów dolotowych silników w systemy zapobiegające ich oblodzeniu i usuwające lód, który może się w nich utworzyć. Praca silników jest sprawdzana w warunkach, w których w powietrzu atmosferycznym o temperaturze -1°C nie jest widoczna woda w żadnej postaci (chmury, mgła, opady deszczu, śniegu itp.).

Zabezpieczanie układów dolotowych silników tłokowych przed oblodzeniem może być realizowane w różny sposób. Ogrzewanie gaźników lub kolektorów dolotowych może być realizowane poprzez umieszczenie ich wewnątrz nagrzewnicy, do której doprowadza się czynnik grzewczy. W przypadku silników o mniejszych mocach, stosowanych w samolotach sportowych i turystycznych czynnikiem podgrzewającym elementy układu dolotowego są często spaliny z kolektora wylotowego (rys. 4).



Rys. 4. Schemat układu dolotowego silnika tłokowego z ogrzewaniem newralgicznych elementów układu przy wykorzystaniu spalin. 1 - wlot powietrza z filtrem, 2 - gaźnik, 3 - nagrzewnica, 4 - wylot spalin, 5 - zawór sterowania ogrzewaniem

W niektórych silnikach rolę czynnika grzewczego pełni gorący olej z instalacji olejenia silnika lub gorąca woda z układu chłodzenia¹. Bardziej skomplikowane rozwiązania, które były raczej stosowane w silnikach o średnich lub dużych mocach, to takie, w których olej z instalacji olejenia silnika (rzadziej spaliny lub woda) przepływały nie tylko kanałami wykonanymi w ściankach gaźnika w strefie gardzieli i za nią, ale również kanałami wewnątrz tarcz przepustnic. Odpowiednią temperaturę ogrzewanych elementów uzyskuje się poprzez właściwe ustawienie zaworu doprowadzającego czynnik grzewczy do nagrzewnicy.



Rys. 5. Schematy układów dolotowych silników tłokowych z podgrzewaniem powietrza. 1 - główny wlot powietrza z filtrem, 2 - gaźnik, 3 - zawór powietrza ogrzanego, 4 - upust powietrza ogrzanego, 5 - wylot spalin, 6 - dodatkowy wlot powietrza, 7 - nagrzewnica

¹ Rozwiązanie wykorzystujące do podgrzewania układu dolotowego gorącą wodę z układu chłodzenia silnika jest współcześnie stosowane np. silnikach do napędu motolotni w produkowanych (na bazie silników motocyklowych Honda CBR 600F4/5) przez firmę P.P.U. Azymut.

Drugi często stosowany sposób zapobiegania oblodzeniu elementów układu dolotowego silników tłokowych polega na doprowadzaniu do gaźnika ogrzanego powietrza pobieranego przez wlot dodatkowy (rys. 5).

W warunkach sprzyjających oblodzeniu dopływ powietrza z wlotu głównego jest odcinany za pomocą zaworu sterowania podgrzewaniem układu dolotowego, a jednocześnie otwierany jest dopływ powietrza wlotu dodatkowego. Wlot dodatkowy umieszczany jest pod osłoną silnika w strefie ogrzewanej ciepłem od cylindrów silnika lub może znajdować się w bezpośredniej bliskości rury wydechowej. W związku z tym, że przepisy budowy statków powietrznych z silnikami tłokowymi wymagają dla niektórych silników wzrostu temperatury o 50...67°C, powietrze pobierane z wlotu dodatkowego przepływa często przewodem usytuowanym współśrodkowo wokół rury odprowadzającej spaliny z silnika. Inne rozwiązanie polega na pobieraniu powietrza przez wloty rozmieszczone w osłonie silnika i podgrzewaniu go w nagrzewnicy usytuowanej współśrodkowo wokół kolektora wylotowego (rys. 5). Pożądaną temperaturę powietrza w kanale dolotowym silnika uzyskuje się poprzez odpowiednie ustawienie zaworu regulującego dopływ powietrza z wlotu dodatkowego, przy czym zazwyczaj instrukcje eksploatacji nakazują włączanie podgrzewania na pełny zakres. Jedynie w przypadku niektórych silników wyposażonych w systemy do pomiaru ciśnienia i temperatury w układzie dolotowym instrukcje eksploatacji dopuszczają włączanie podgrzewania na zakres mniejszy od maksymalnego. Zastosowanie częściowego otwarcia zaworu przy temperaturach otoczenia poniżej 0°C może spowodować podniesienie temperatury wewnątrz kanału dolotowego silnika (wynoszącej w danej chwili np. – 10°C) do takiej, przy której dostające się do układu dolotowego kryształki lodu będą topnieć, a następnie ponownie zamarzać na przepustnicy powodując jej oblodzenie przy lokalnej wartości temperatury w granicach 0°C.

Instalacje zapobiegające oblodzeniu, niezależnie od ich typu, należy stosować wyłącznie w warunkach sprzyjających oblodzeniu. Włączenie podgrzewania lub pobór ogrzanego powietrza powoduje znaczące ograniczenie napełnienia cylindrów silnika masowym ładunkiem powietrza i zmniejszenie jego mocy. Oprócz tego wlot powietrza dodatkowego nie zawsze jest wyposażony w filtr, co może doprowadzić do uszkodzenia silnika z powodu zassania zanieczyszczeń i to w trudnej fazie – podczas startu samolotu.

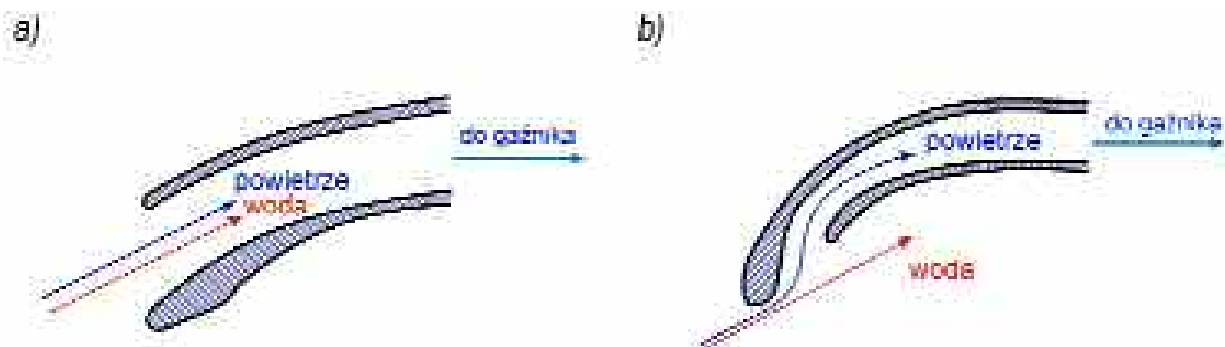
Po włączeniu podgrzewania gaźnika na zakresie przelotowym należy pamiętać o skorygowaniu składu mieszanki dla jej zubożenia (nie koryguje się składu mieszanki przy niskich prędkościach obrotowych wału korbowego).

Poszczególne silniki mają różną podatność na oblodzenie, przy czym może się to inaczej kształtować dla tego samego silnika w zależności od zabudowy na innym płatowcu, zastosowania innego chwytu powietrza itp. Przykładowo, przy większych prędkościach lotu, odpowiednie ukształtowanie chwytu powietrza może ułatwiać bezwładnościowe oddzielanie kropeł wody od strumienia powietrza zasysanego do silnika (rys. 6).

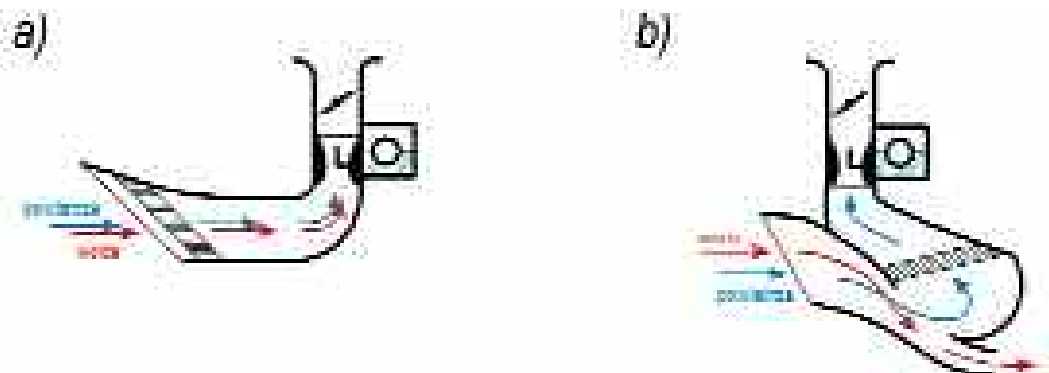
Zmniejszenie zagrożenia oblodzeniem można także uzyskać poprzez właściwe usytuowanie filtra powietrza (rys. 7). Skuteczność bezwładnościowych separatorów wody można zwiększyć poprzez zastosowanie ejektorów wykorzystujących prędkość spalin wypływających z rur wylotowych silnika do odsysania kropeł wody. Dla uniknięcia oblodzenia separatorów pożądane jest ich ogrzewanie, np. przy wykorzystaniu spalin z układu wylotowego.

W przypadku silników z doładowaniem usytuowanie gaźnika przed sprężarką polepsza jakość mieszanki, jednak zwiększa jego zagrożenie oblodzeniem z powodu obniżenia ciśnienia, a tym samym i temperatury, w gardzieli gaźnika. Umieszczenie gaźnika za sprężarką nie zwiększa tak bardzo jakości mieszanki, jednak zabezpiecza gaźnik przed oblodzeniem ze względu na wzrost temperatury za sprężarką.

²Wg schematu pokazanego na rys. 7b w używanych podczas II Wojny Światowej samolotach myśliwskich Jak-3 odseparowywano z powietrza duże ziarna zanieczyszczeń podczas startu z lotnisk trawiastych.



Rys. 6. Wpływ ukształtowania chwytu powietrza na możliwość separacji wody (a) nie sprzyjający separacji wody, (b) sprzyjający separacji wody



Rys. 7. Wpływ ukształtowania chwytu powietrza i umiejscowienia filtra powietrza na podatność oblodzeniową filtra (a) klasyczny, (b) o zmniejszonej podatności na oblodzenie filtra

Najmniej podatne na oblodzenie są silniki z bezpośrednim wtryskiem paliwa do cylindrów, gdyż eliminuje się w tym przypadku oblodzenie będące wynikiem parowania paliwa i obecności przewężenia kanału dolotowego (gardzieli gaźnika). Innym rodzajom oblodzenia można zapobiegać poprzez odpowiednie kształtowanie chwytu powietrza, ogrzewanie ścianek gaźnika i kanału dolotowego oraz właściwy kształt samego kanału lub kolektora dolotowego.

W celu unikania zamarzania w instalacji paliwowej (np. w filtrach) wody zawartej w paliwie stosuje się specjalne dodatki do paliwa. Innym, rzadziej stosowanym, sposobem jest podgrzewanie paliwa, przy czym układy takie muszą być szczególnie uważnie projektowane i używane, ponieważ zbyt duży wzrost temperatury paliwa może prowadzić do jego parowania i powstawania korków parowych uniemożliwiających przepływ paliwa.

Piloci wielu bardzo prostych obiektów latających, takich jak motolotnie lub parolotnie mają w nich zabudowane silniki, które nie są certyfikowane i zwykle ich podatność na oblodzenie nie jest znana, a ponadto najczęściej nie mają one żadnych zabezpieczeń przeciwoblodzeniowych. Powinni oni sobie zdawać sprawę z niebezpieczeństwa wykonywania lotów w warunkach sprzyjających oblodzeniu układów dolotowych silników.

OBJAWY OBLODZENIA UKŁADÓW DOLOTOWYCH LOTNICZYCH SILNIKÓW TŁOKOWYCH

Efektom oblodzenia układu dolotowego silnika tłokowego jest stopniowe zmniejszanie jego mocy. W zależności od intensywności oblodzenia proces zmniejszania mocy silnika może nastąpić bardzo szybko lub też może odbywać się powoli w dłuższym czasie aż do oblodzenia rozpylaczy paliwa w gaźniku.

W przypadku samolotów wyposażonych w śmigło o stałym skoku łopatek proces oblodzenia układu dolotowego silnika można zaobserwować na obrotomierzu po ciągłym powolnym zmniejszaniu się prędkości obrotowej wału silnika. Jeśli pilot nie podejmuje żadnych działań obniżanie się mocy silnika wskutek oblodzenia będzie się wiązać ze stałym zmniejszaniem się wysokości lub prędkości lotu. Ponieważ jednak piloci zwykle korygują powolne zmniejszanie

się prędkości lub wysokości lotu poprzez niewielkie zwiększenie otwarcia przepustnicy, prowadzi to często do maskowania wczesnych objawów wystąpienia oblodzenia, tym bardziej, że małej utracie mocy przez silnik może nie towarzyszyć jego nierówna praca. Dopiero po nagromadzeniu się w układzie dolotowym odpowiednio dużej ilości lodu występują takie objawy jak nierówna praca silnika, drgania, większe spadki mocy, którym towarzyszy zmniejszenie wysokości i prędkości lotu. W szczególnym przypadku silnik może się nawet samoczynnie wyłączyć. W przypadku samolotów wyposażonych w śmigła o zmiennym skoku (stałej prędkości obrotowej) lub śmigłowców - podczas oblodzenia układu dolotowego nie następuje zmniejszanie się prędkości obrotowej, ale występują te same objawy dotyczące obniżania własności pilotażowych statku powietrznego.

Jeżeli silnik wyposażony jest w czujnik ciśnienia w kolektorze dolotowym lub czujnik temperatury powietrza w układzie dolotowym czy temperatury spalin, to proces oblodzenia układu dolotowego można rozpoznać na odpowiednich wskaźnikach po obniżaniu się tegoż ciśnienia lub temperatury. Zmniejszanie się tych wartości jest **bardzo istotną informacją dla pilota, ponieważ poprzedza (!) jakiegokolwiek zauważalne objawy pogorszenia się charakterystyk użytkowych silnika lub płatowca**. W przypadku zauważenia opisanych zmian pilot powinien podjąć natychmiastowe działania przeciwdziałające oblodzeniu układu dolotowego silnika. Zaniechanie odpowiednich przedsięwzięć prowadzi do postępowania procesu oblodzenia do chwili konieczności wprowadzenia korekty zmniejszonej wysokości lotu. W dalszej kolejności może wystąpić tzw. „strzelanie” w gaźnik, a następnie nierównomierność pracy silnika (tzw. „przerywanie”). W tym stanie silnik może nie być w stanie dostarczyć mocy niezbędnej do kontynuowania lotu i może się zatrzymać, zwłaszcza po zbyt gwałtownym ruchu przepustnicy. W przypadku silników śmigłowców występują podobne objawy, jak w przypadku silników samolotów.

PODSUMOWANIE

Oblodzenie lotniczych zespołów napędowych jest jedną z najczęstszych przyczyn wypadków lotniczych związanych ze zjawiskami meteorologicznymi. Jest ono groźne zarówno dla tłokowych jak i turbinowych zespołów napędowych statków powietrznych. W USA według bazy danych Aircraft Owners and Pilots Association (AOPA) w latach 1983 – 2007 zanotowano 472 zdarzenia spowodowane oblodzeniem lotniczych silników tłokowych (118 w ciągu ostatnich 10 lat), co stanowi 70% wszystkich zdarzeń związanych z oblodzeniem. Znajomość zjawisk związanych z oblodzeniem lotniczych zespołów napędowych jest tym bardziej ważna, że wśród przyczyn poważnych zdarzeń lotniczych związanych z tym rodzajem oblodzenia istotną rolę odgrywa czynnik ludzki. Na przełomie lat osiemdziesiątych i dziewięćdziesiątych XX. wieku w ciągu 5 lat zanotowano ponad 360 zdarzeń lotniczych związanych z tym zjawiskiem. W 47 zniszczonych i 313 uszkodzonych statkach powietrznych zginęło z tego powodu 40 osób, a 160 zostało rannych, w tym 40 ciężko. Także w Polsce powtarzają się wypadki spowodowane oblodzeniem układów dolotowych silników tłokowych.

Trzeba pamiętać, że oblodzenie silników tłokowych wyposażonych w zasilanie gaźnikowe jest wysoce prawdopodobne przy temperaturach otoczenia sięgających +18°C przy bezchmurnym niebie, a obserwowano je nawet w temperaturach znacznie przekraczających +30°C.

Analizy wypadków i katastrof spowodowanych oblodzeniem silników pokazują, że najczęściej jednak ich przyczyną były różnego rodzaju błędy popełnione przez ludzi, jak np. nieznanostwo lub nieprzestrzeżenie instrukcji użytkowania silnika w powietrzu, niewłączone podgrzewanie gaźnika, nieświadomość możliwości wystąpienia oblodzenia gaźnika w upalny i bezchmurny dzień itp.

LITERATURA

- [1] **Chachurski R.:** *Analysis of aircraft powerplants icing possibility*, Journal of KONES 2007, Vol. 14, Warszawa, 2007
- [2] **Chachurski R.:** *Oblodzenie lotniczych silników tłokowych*, załącznik do sprawozdania z realizacji pracy badawczej nr 4 T12D 017 29, WAT, Warszawa, 2009
- [3] **Chachurski R., Szcześniak J., Zduńczyk M.:** *Lodowate zaskoczenie*, Przegląd Lotniczy Aviation Revue, nr 5/2006, Warszawa, 2006
- [4] **Dzierżanowski P., Łyżwiński M., Szczeciński S.:** *Silniki tłokowe, Napędy Lotnicze* (red. Szczeciński S.), WKiŁ, Warszawa 1983
- [5] **Kordziński C., Środulski T.:** *Układy dolotowe silników spalinowych*, WKiŁ, Warszawa, 1968
- [6] **Książek A.:** *Analiza zagrożenia oblodzeniem napędu paralotni*, praca magisterska, WAT, Warszawa, 2007
- [7] *Lest We Forget – The Engine Will Not Run Without Air Induction Icing And Other Obstruction*, Lycoming Textron
- [8] *Podręcznik mechanika lotniczego. Wiadomości teoretyczne o silniku. Album rysunków*, Ministerstwo Spraw Wojskowych. Departament Lotnictwa, Warszawa, 1928
- [8] *Raport końcowy wypadek nr 181/03 samolot Maule MX-7-180; SP-KPD, 03.10.2003 r, Bielsko-Biała*, Ministerstwo Infrastruktury, Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych, Warszawa, 2007
- [9] *Raport końcowy wypadek nr 183/03 samolot Cessna 150L; SP-FOY, 17 października 2003 r, Niegowonice-Pasieki*, Ministerstwo Infrastruktury, Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych, Warszawa, 2004
- [10] *Wypadek lotniczy na samolocie Cessna 150L – październik 2003 r.*, Biuletyn Informacyjny BL nr 15/2004, Urząd Lotnictwa Cywilnego, Warszawa, 2004

Przedstawione wyniki uzyskano w ramach pracy naukowej finansowanej ze środków na naukę w latach 2005 – 2008 jako projekt badawczy nr 4 T12D 017 29.

LOTNICZE ZASTOSOWANIA SILNIKÓW Z WIRUJĄCYM TŁOKIEM

Jerzy Szczeciński

General Electric Poland

Stefan Szczeciński

Instytut Lotnictwa

Streszczenie

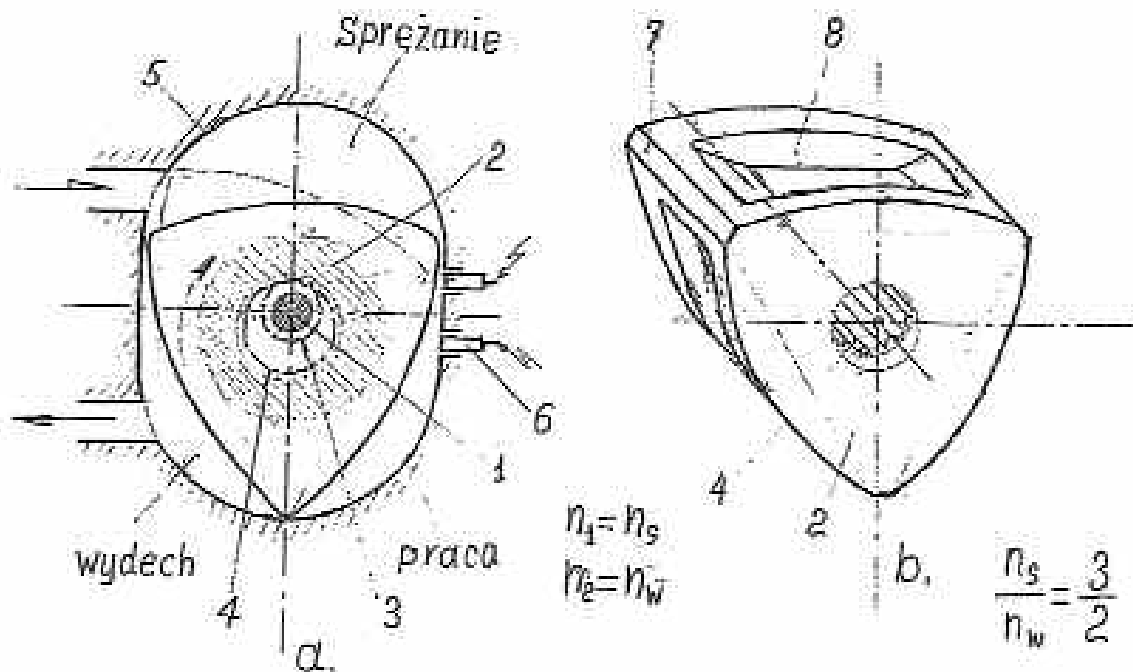
W tym zwartym opracowaniu przedstawiono ideę działania silnika z wirującym tłokiem oraz aktualny stan zaawansowania jego konstrukcji już użytkowanych w motoryzacji i lotnictwie. Silniki te mają szczególną cechę: bez zmiany pola przekroju poprzecznego pożądaną moc można osiągnąć dobierając odpowiednią liczbę segmentów wirnikowych o wspólnej osi silnika. Tego rodzaju konstrukcja szczególnie łatwo wpisuje się w obrys gondoli silnikowej lub kadłuba samolotu. Zwartość konstrukcyjna, znacznie mniejsza liczba części w silniku wirnikowym niż w „klasycznym” tłokowym, mniejsza pulsacja momentu obrotowego, jak i jego mała zależność od prędkości obrotowej stwarza szansę konkurencyjności w zastosowaniach motoryzacyjnych i lotniczych.

Słowa kluczowe: wirujący tłok, Wankel

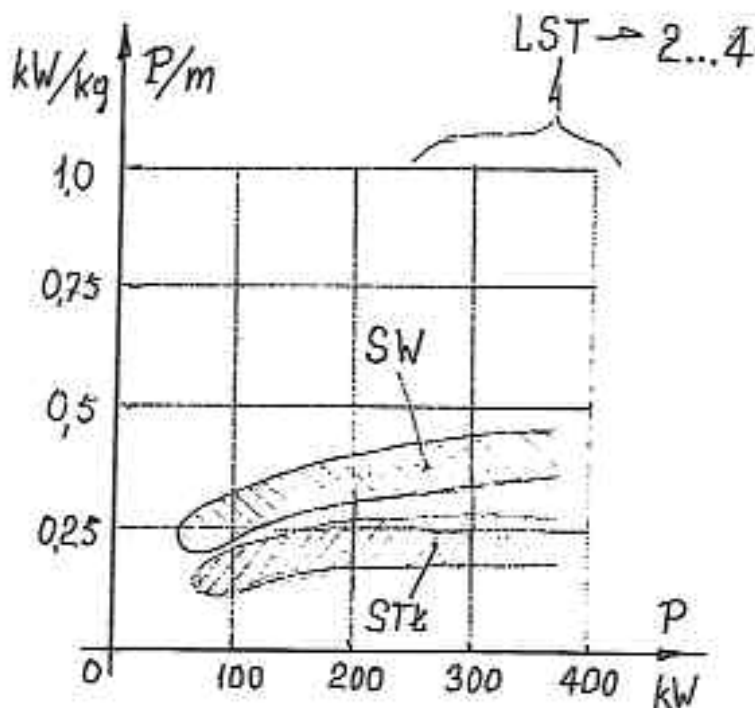
Konstrukcja silnika wankla powstała w latach trzydziestych 20 wieku, jednak dopiero po blisko czterdziestu latach seryjnie został on zastosowany po raz pierwszy do napędu samochodu NSU (Ro80) oraz nieco później w samochodach sportowych koncernu MAZDA. Mercedes natomiast użył go do napędu samochodu studyjnego C-111 (zastosowana tu jednostka napędowa posiadała trzy tłoki wirujące. W chwili obecnej tylko Mazda używa go seryjnie do napędu samochodu – model RX-8.

Silnik wankla to w rzeczywistości silnik pracujący według typowego obiegu OTTO, przy czym „tłok” poruszający się ruchem obrotowym realizuje ten cykl po kolei w przestrzeniach pomiędzy owalem tłoka a jego obudową zwaną kadłubem silnika. Przy czym nie można tu mówić o tłoku w rozumieniu klasycznym ani o klasycznym cylindrze, ponieważ nie występuje tu ruch posuwisto zwrotny. Ruch obrotowy tłoka przekazywany jest bezpośrednio przez zębatkę wewnętrzną tłoka na wał napędowy (będący odpowiednikiem wału korbowego tradycyjnego silnika tłokowego). Wał napędowy znajduje się wewnątrz tłoka (Rys. 1). Zębatka przenosi więc moment obrotowy z tłoka na wał. Na narożach tłoka znajdują się uszczelniacze, których zadaniem jest uszczelnianie przestrzeni roboczych ograniczonych powierzchnią tłoka a obudową cylindra. Uszczelniacze powodują, że cała obudowa cylindra jest podzielona przez tłok na trzy niezależne przestrzenie robocze, ich zmiany geometryczne są wzajemnie ze sobą związane. Każda z nich wykonuje przesunięte w czasie wszystkie cykle robocze klasycznego silnika tłokowego a więc: ssanie, sprężanie, pracę i wydech. Jak nie trudno zauważyć, pojedynczy cylinder silnika wankla pracuje jak trzy cylindrowy silnik czterosurowy przy czym kryterium jest tutaj przebieg momentu obrotowego przekazywanego na wał silnika. W przeciwieństwie do trzycylindrowego silnika

tłokowego, który daje 1.5 swojej mocy na jeden obrót wału korbowego (napędowego) to silnik wankla na jeden obrót wału daje pełną moc z trzech komór spalania. To powoduje, że teoretycznie silnik wankla „produkuje” dwa razy więcej mocy z takiej samej pojemności co silnik tłokowy i dwa razy więcej mocy od silnika tłokowego przy tej samej co on masie, przyjmuje się, że silnik wankla jest ekwiwalentem 1.5 do 2.0 razy większego silnika tłokowego (Rys. 2.).



Rys. 1. Schemat silnika wirnikowego (a) schemat zasady działania, (b) ukształtowanie wirnika tłoka; 1-wał silnia, 2-wirnik, 3-koło zębate wału silnia, 4-wieniec zębaty wirnika, 5-kadłub silnika, 6-świeca zapłonowa, 7-umiejscowienie uszczelnacza, 8-wnęka komory spalania, n_s , n_w - prędkości obrotowe silnika i wirnika

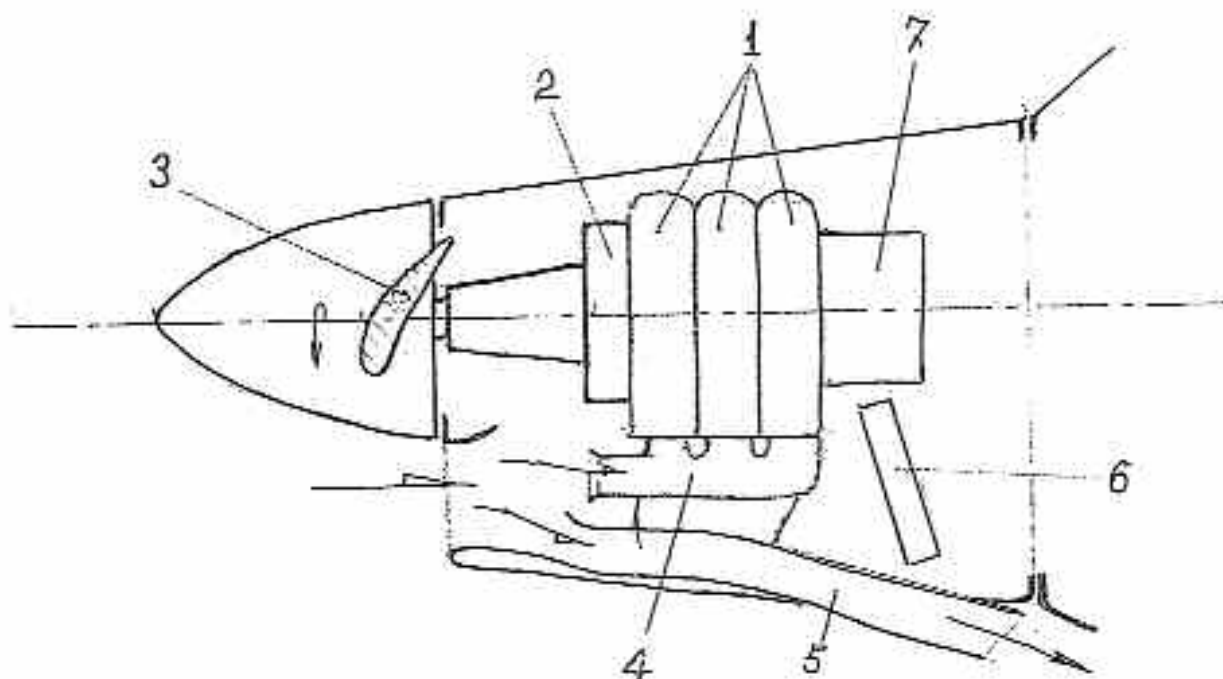


Rys. 2. Porównanie mocy jednostkowych silników wirnikowych (SW) i współczesnych tłokowych (STŁ) dla wspólnego obszaru ich wykorzystywanych mocy (LST)- porównawcze wartości lotniczych silników turbinowych

Silnik wankla ma wiele zalet w stosunku do klasycznego silnika tłokowego. Podstawową zaletą jest dużo większa moc z jednostki pojemności skokowej i masy silnika. Jest to silnik bardzo prosty konstrukcyjnie i ma dużo mniej od klasycznego ruchomych części. Praktycznie jedynymi ruchomymi częściami silnika są: tłoki i wał napędowy. Nie ma on klasycznych zaworów oraz całego układu rozrządu. Zasilanie silnika w powietrze (mieszanke) realizowane jest przez okna wlotowe umieszczone w obudowie a wydech jest realizowany przez inne okna wylotowe w obudowie przestrzeni roboczej silnika i pod tym względem konstrukcyjnie jest podobny do silnika dwusuwowego. Taka cecha konstrukcyjna powoduje, że klasyczny znany z silnika czterosuwowego układ rozrządu staje się zbędny. Brak klasycznego układu rozrządu powoduje zmniejszenie masy silnika jako takiego, ale również eliminuje masy przemieszczających się elementów co jest zwłaszcza istotne w czasie akceleracji i deceleracji silnika.

Elementy rozrządu powodują, że pewna niebagatelna część wytwarzanej mocy silnika tłokowego jest „zużywana” przez ten układ. Natomiast silnik wankla jest pozbawiony tych ograniczeń, wytwarza on moment obrotowy o zdecydowanie mniejszej pulsacji (większa częstotliwość suwów pracy). Brak układu rozrządu umożliwia mu pracę przy wyższych prędkościach obrotowych wału napędowego. Ten rodzaj silnika posiada jeszcze jedną poważną zaletę powodującą, że jego zastosowanie w lotnictwie jest szczególnie przydatne a można nawet zaryzykować stwierdzenie, że nawet go do tego zastosowania wręcz faworyzuje. Jest to odporność silnika na przegrzanie, jest to wynik zastosowania w konstrukcji silnika stalowego tłoka i aluminiowej obudowy silnika. Zastosowanie takiej pary materiałowej powoduje, że obudowa cylindra ma wyższy współczynnik rozszerzalności cieplnej niż stalowy tłok i ta właśnie cecha czyni go odpornym na samozakleszczenie w przeciwieństwie do klasycznego silnika tłokowego. Inną zaletą silnika wankla jest wysoka turbulencja w objętości komory spalania, co powoduje małe prawdopodobieństwo wystąpienia ognisk samozapłonu mieszanki. Taka cecha silnika powoduje możliwość zastosowania do jego zasilania paliwa o niskiej liczbie oktanowej (dużo niższej niż w przypadku klasycznego silnika czterosuwowego) bez ryzyka wystąpienia spalania stukowego.

Oczywiście, jak każde urządzenie tak i silnik wankla ma swoje wady wynikające z jego konstrukcji. Gdyby tak nie było to silnik tłokowy klasyczny byłby zapewne silnikiem niszowym.

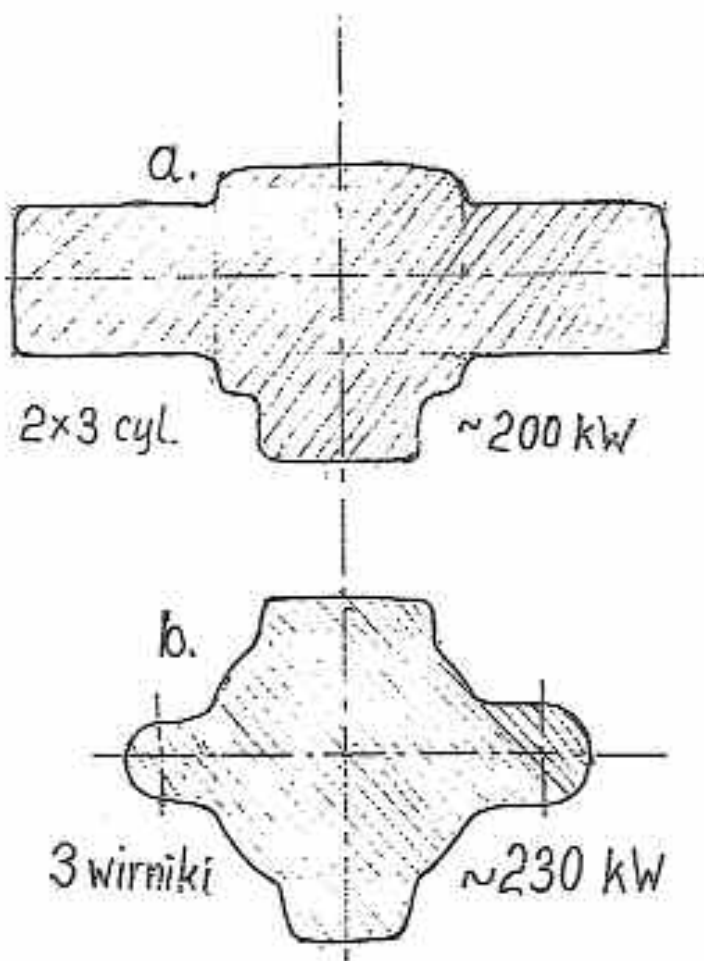


Rys. 3. Schemat zabudowy silnika wirnikowego w aerodynamicznym obrysie gondoli silnikowej lub kadłuba samolotu. 1- segmenty wirników silnika, 2- reduktor śmigłowy, 3- śmigło, 4- zespół dolotu powietrza i zasilanie silnika, 5- wylot spalin, 6- chłodnica, 7- agregaty silnikowe i płatowcowe

Tłok silnika wankła ma 3 ślizgające się po powierzchni cylindra uszczelnienia. Zwykle obudowa cylindra jest konstrukcją złożoną z elementów stalowych i aluminiowych. W czasie pracy silnika obudowa się rozszerza w cyklu pracy tłoka co powoduje bardzo duże wymagania co do własności mechanicznych i trwałościowych tego konkretnego elementu konstrukcyjnego.

Producenci silników wankła zderzyli się szybko z następnym problemem – to kolejno zaostżane normy emisji składników toksycznych w spalinach (zwłaszcza niespalonych węglowodorów) czy w końcu większe w stosunku do tradycyjnego silnika tłokowego zużycie paliwa (ta wada to niestety cecha wynikająca z konstrukcji tego silnika). Kształt komory spalania zapewnia co prawda odporność tego silnika na samozapłon i spalanie stukowe ale powoduje, że spalanie w nim nie jest zupełne i pewna część niespalonych węglowodorów jest wydalana przez układ wydechowy silnika. W przypadku silników tłokowych tradycyjnych w układzie wydechowym montuje się dopalacz katalityczny, który skutecznie redukuje ilość węglowodorów w emitowanych do atmosfery spalinach. Zamontowanie takiego katalizatora podnosi koszt całkowity silnika, w przypadku silnika wankła Mazda rozwiązała ten problem w sposób dość oryginalny – wzbogaciła mieszankę doprowadzaną do cylindra a w układzie wydechowym zamontowała małą komorę spalania gdzie niespalone węglowodory ulegają dopaleniu.

Rozwój silnika wankła prowadzony przez wielu wytwórców spowodował rozsuniecie okien wlotowych i wylotowych, co spowodowało zmniejszenie „przekrycia” czyli okresu kiedy oba kanały (dolotowy i wylotowy) mają jednocześnie „dostęp” do jednej z przetrzeni roboczej obudowy cylindra. Gwoli przypomnienia przestrzeń robocza to objętość ograniczona obudową cylindra, tłokiem i znajdującymi się na jego narożach uszczelnieniami. Takie rozwiązanie konstrukcyjne spowodowało zmniejszenie zapotrzebowania silnika wankła na paliwo.

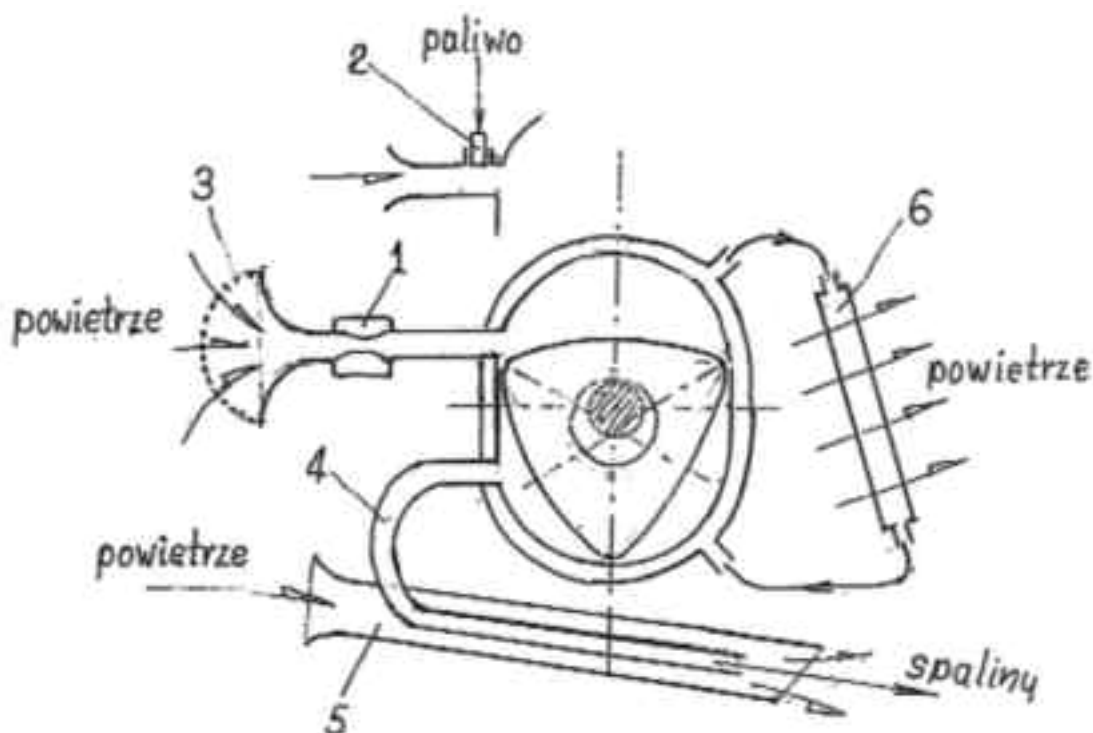


Rys. 4. Porównanie pól powierzchni poprzecznych gabarytujących silniki o podobnej mocy: tłokowego (a) i wirnikowego (b)

Bardzo dobry stosunek mocy do masy silnika oraz mały względny przekrój poprzeczny powodują, że silnik ten bardzo dobrze wpisuje się w aerodynamiczny kształt samolotu. Niestety czas w którym opanowywano konstrukcję i zasadę pracy tego silnika, nastąpiła eksplozja konstrukcji turbinowych silników śmigłowych – głównie silników z oddzielną turbiną napędową. Oddzielna turbina napędowa umożliwia wyprowadzenie mocy z silnika do reduktora śmigłowego i dalej na śmigło samolotu (Rys. 3 oraz Rys. 4).

Silnik wankła w początkowym okresie jego rozwoju wypadł niejako z obiegu, ale wkrótce zorientowano się, że do niektórych zastosowań turbinowy silnik śmigłowy jest zbyt drogi jednostkowo i eksploatacyjnie. Spowodowało to, że zainteresowano się znowu silnikiem wankła w zastosowaniu do małych samolotów. Obserwuje się swego rodzaju powrót silnika wankła, ponieważ żadna z jego zalet nie została zaprzepaszczona, a wiele jego wad (zwłaszcza uszczelnienia) ze względu na nieustanny postęp w dziedzinie materiałów konstrukcyjnych i technologii mocno zredukowano.

Obecnie obserwuje się tendencję do budowania silnika pod konkretne zastosowanie, umożliwia to bardzo prosta jego konstrukcja (Rys. 5).



Rys. 5. Schemat lotniczego silnika wirnikowego wraz z jego układami: zasilania, wylotowym spalin oraz chłodzenia. 1-gaźnik, 2-wtryskiwacz paliwa, 3-filtr powietrza, 4-układ wylotowy spalin, 5-ejektor spalin, 6-chłodnica

Produkowane są silniki o bardzo szerokim zakresie rozwijanych mocy od mocy rzędu 800kW po mikro silniczki modelarskie czy nawet małe silniki wankła napędzane sprężonym gazem. Istnieją również doładowane silniki wankła przy czym turbodoładowarka bywa znacznie większa gabarytowo od samego silnika w którym jest zastosowana.

Zaletą wyróżniającą silnik wankła obecnie są: jego niezawodność ze względu na fakt, że posiada zaledwie kilka części ruchomych, bardzo wysoki stosunek mocy do masy jednostki napędowej, bardzo łagodną (miękką) pracę w stosunku do silnika tłokowego oraz fakt, że jest silnikiem wielopaliwowym.

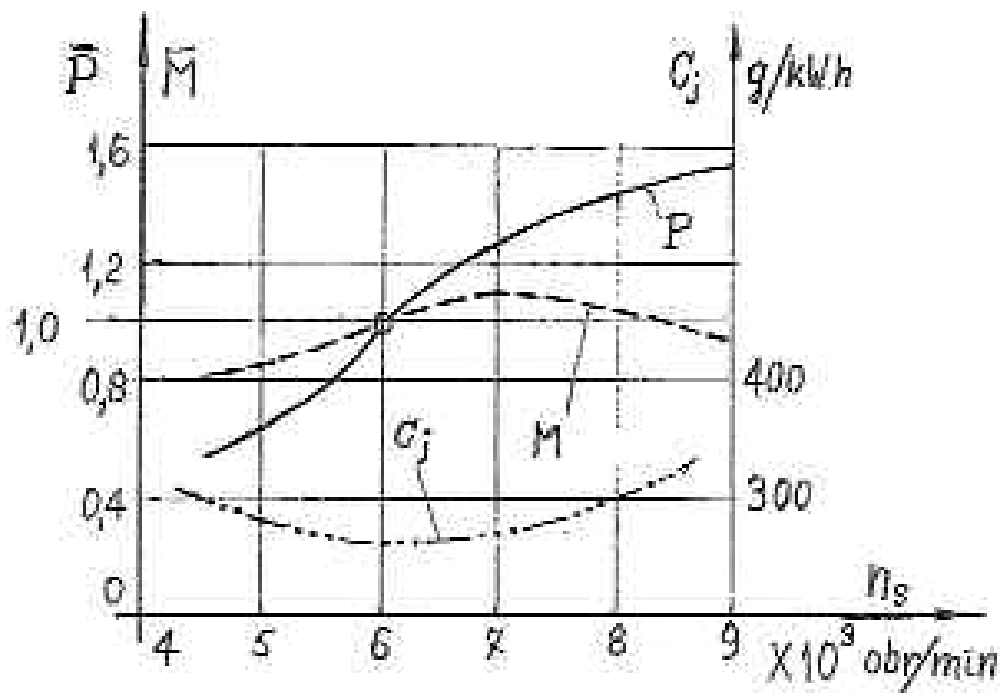
Silniki wankła zastosowane do napędu małych samolotów nie są rzeczą kompletnie nową i wielu właścicieli małych samolotów w USA adaptuje te silniki z zastosowań motoryzacyjnych (a adaptują się stosunkowo łatwo) do samolotów, tym bardziej, że nie są one wybredne w stosunku do zasilającego je paliwa.

Ostatnio dokonywany postęp w elektronice umożliwił bardziej precyzyjne sterowanie zarówno wtryskiem jak i zapłonem silnika. Bardziej precyzyjne sterowanie tymi układami zbliżyło jedną z cech (ujemnych-zużycie paliwa) silnika wankla do wartości spotykanych w tradycyjnych silnikach tłokowych.

Typowym silnikiem znajdującym zastosowanie w małym lotnictwie jest silnik Mazdy 13B. Jest to prosty silnik dwuwirnikowy, w typowym zastosowaniu samochodowym ma on moc około 200kW w zastosowaniach sportowych osiągnięta moc była nawet o 50% większa.

W zastosowaniu lotniczym tego silnika ograniczono jego prędkość obrotową do wartości powszechnie stosowanych na wyjściowych wałach napędowych turbinowych silników śmigłowych ze swobodną turbiną napędową (Rys. 6). Takie posunięcie znakomicie uprościło prace adaptacyjne (możliwość zastosowanie już istniejącego reduktora śmigłowego).

Konstrukcja silnika gdzie tłok jest stalowy a blok (obudowa cylindra) aluminiowy powoduje, że w razie nagłej utraty czynnika chłodzącego następuje powiększenie luzów pomiędzy tłokiem a obudową. Podczas utraty czynnika chłodzącego silnik dalej może pracować umożliwiając pilotowi przeprowadzenie bezpiecznego manewru lądowania. Podczas inspekcji silnika stwierdzono nadmierne zużycie uszczelnaczy tłoków, które to zostały w szybko wymienione na nowe.



**Rys. 6. Przykładowe przebiegi charakterystyk obrotowych czterowirnikowego silnika typu „wankel”.
P-moc, M-moment obrotowy, C_j-jednostkowe zużycie paliwa**

Przebieg momentu obrotowego jest bardziej wyrównowany niż w silniku tłokowym (różnice między wartością maksymalną i minimalną są dużo mniejsze) a to powoduje bardziej korzystny wpływ na wytrzymałość zmęczeniową mocowań silnika jak i całego płatowca.

System olejowy silnika jest praktycznie zredukowany do zastosowania mieszanki zbliżonej do tej jaka jest stosowana w silnikach dwusuwowych (chodzi głównie o smarowanie uszczelnaczy) oraz zamkniętego układu olejowego do smarowania wewnętrznych zębatek tłoków i wału napędowego. System zapłonowy stanowią dwie świece zapłonowe. W zastosowaniu motoryzacyjnym świeca prowadząca zapala mieszankę następnie druga świeca (ze względu na specyficzną geometrię komory spalania) doprowadza do bardziej efektywnego spalania mieszanki poprawiając emisję toksycznych składników w spalinach poprawiając jednocześnie ekonomię jego pracy. Jeden z nowszych silników Mazdy przeznaczony do zastosowania lotniczego waży około 50kg i jest w stanie wygenerować blisko 300kW mocy.

Silniki wankla z pewnością nie wyprą całkowicie ani tradycyjnych silników tłokowych ani też turbinowych silników śmigłowych ale wraz z postępem technologicznym i wynajdowaniem nowych materiałów konstrukcyjnych znajdą swoją niszę. Tym obszarem z pewnością będzie małe lotnictwo czyli obszar gdzie decydować będą: koszty silnika, koszty jego serwisowania, koszty paliwa, wielopaliwowość, bezpieczeństwo użytkowania, mała masa, mały przekrój poprzeczny. A z pewnością nie będą to jedyne obszary zastosowania tym bardziej, że tradycyjne metody podnoszenia mocy silnika jak turbodoładowanie są w tym przypadku również aplikowalne.

LITERATURA

- [1] Prospekty reklamowe producentów silników wankla
- [2] Bieżące informacje internetowe

AWARIA SILNIKA D-30KU BĘDĄCA BEZPOŚREDNĄ PRZYCZYNĄ KATASTROFY SAMOLOTU IŁ-62M W DNIU 09 MAJA 1987 ROKU W LESIE KABACKIM

Stefan Szczeciński
Instytut Lotnictwa

Streszczenie

Przedstawiono szczegółowy opis przyczyn i przebiegu awarii silnika, której rozwój doprowadził do katastrofy samolotu Ił-62M w Lesie Kabackim 09 maja 1987 roku. Opisano skomplikowaną konstrukcję węzła międzywałowego łożyskowania wału turbiny niskiego ciśnienia oraz szczególnie trudne warunki pracy łożyska wynikające z konieczności zapewnienia niezbędnych luzów i odkształceń cieplnych współpracujących elementów tego węzła.

Słowa kluczowe: łożyskowanie międzywałowe, zmęczeniowe łuszczenie powierzchni

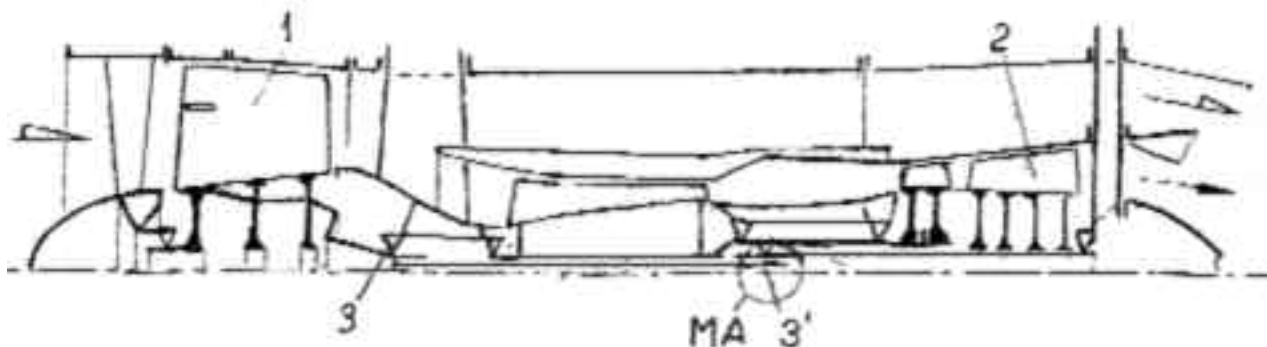
Silnik D-30 KU stanowiąc napęd samolotów Ił-62M były znacznie nowocześniejsze niż silniki NK-8 poprzedniej wersji samolotów Ił-62. Miały one jednak nadal wyznaczony przez wytwórcę międzyremontowy resurs wyrażony liczbą przepracowanych godzin (3000h). Ich ważnym walorem było znacznie mniejsze, od poprzednich, zużycie paliwa o ponad 25%. Awaria silnika nastąpiła podczas lotu z Warszawy do USA na sporej już wysokości w rejonie Grudziądz, co uniemożliwiło zebranie wszystkich części rozrzuconych na znacznym obszarze. Silniki D-30KU miały znacznie lżejsze części zespołu turbiny wirnika niskiego ciśnienia (który uległ awarii), co spowodowało ugrzęźnięcie większości części w kadłubie i dowiezenie ich do miejsca katastrofy w Lesie Kabackim. Zebrane części i ich stan pozwoliły na ustalenie diagnozy o przyczynach i przebiegu awarii zespołu wirnikowego niskiego ciśnienia. Przyczyny awarii zasadniczo różniły się od zaistniałej w silniku NK-8, która doprowadziła do katastrofy Ił- a 62 w 1980 roku. Natomiast bezpośrednia przyczyna katastrofy samolotu tj. przecięcie drążków usterzenia ogonowego fragmentem rozerwanej tarczy turbiny niskiego ciśnienia, były identyczne w obu przypadkach. Omal cudem pilotowi udało się zawrócić do Warszawy i nakierować samolot na linię osi pasa startowego nad Lasem Kabackim mogąc sterować lotkami i przestawiając trymerem położenie steru wysokości – niestety niedostatecznie precyzyjnie ze względu na dużą podatność i luzy montażowe sprzężenia mechanicznego między trymowanym płatem steru wysokości a sterownicą pilota¹.

Zbieranie części zniszczonego samolotu i elementów silnikowych odbywało się pod bezpośrednim nadzorem powołanych do komisji ekspertów, co umożliwiało na bieżąco rozpoznanie części ważnych z punktu widzenia przyczyn zaistniałej katastrofy.

¹ Późniejsze badania na bezpiecznej wysokości w ZSRR z udziałem naszego Głównego Inżyniera Wojsk Lotniczych A. Milkiewicza (dr inż. i pilota) wykazały, że Iłem 62M da się sterować wysokością lotu za pomocą trymowania – ale z dokładnością $\pm 20\text{m}$.

Bezpośredni ogląd zespołów zdemontowanego silnika oraz jego detali „przywiezionych” w tylnej części kadłuba do miejsca katastrofy pozwoliło na jednoznaczne stwierdzenie: „Przyczyną awarii było dynamiczne rozprzestrzeniające się uszkodzanie międzywałowego węzła łożyskowego silnika”.

Na rys. 1 przedstawiono schemat silnika D-30KU z zaznaczeniem miejsca usytuowania węzła, w którym rozpoczął się proces destrukcji silnika. Jego trudnodostępne umiejscowienie w strukturze konstrukcji silnika, a jednocześnie są tam wyjątkowo trudne warunki, od których spełnienia uzależnione jest wprost bezpieczeństwo latania samolotu. Ten skomplikowany węzeł musi zapewnić poprawną pracę międzywałowego łożyska, do którego należy doprowadzać (i odprowadzać) olej w ilości zapewniającej utrzymanie właściwej i stabilnej temperatury w różnych zakresach pracy silnika i lotu samolotu. Konieczne jest także zapewnienie szczelności tego węzła odpowiednimi labiryntami aby ograniczyć możliwość ucieczki oleju i tworzenia się nagarów w tym węźle². W przypadku silników D-30 KU można się dopatrzeć na pewno dużych wad w konstrukcji tego węzła a nawet błędów konstrukcyjnych. Udostępnione nam materiały dowodziły zadawnionych kłopotów eksploatacyjnych. Mianowicie w przeszłości były stosowane różne sposoby doprowadzania oleju tłoczonego przez wtryskiwacz na koszyczek z rolkami, otworami w bieżni zewnętrznej łożyska, rozprowadzanie filmu olejowego na bezkołnierzowej bieżni zastosowaniem krzyżowego szlif na powierzchni współpracy z rolkami, doбором luzów promieniowych między współpracującymi tocznie częściami.



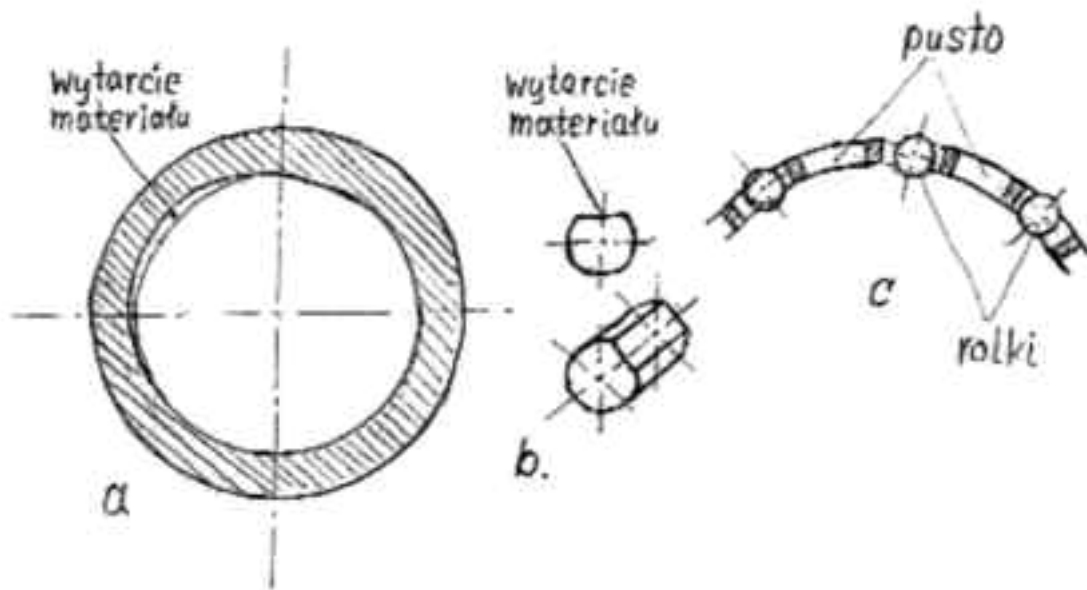
Rys. 1. Schemat konstrukcyjny silnika D-30KU. 1 - wentylator, 2 - turbina niskiego ciśnienia, 3 - łożysko, 3' - łożysko międzywałowe, MA - miejsce awarii

W naszym wariantcie konstrukcyjnym tego węzła zastosowano doprowadzenie oleju rozmieszczonymi obwodowo otworami w wewnętrznej bieżni łożyska oraz z koszyczkiem, w którym co drugi otwór był pusty (bez rolki). Podczas oglądu części tego węzła (silnika który uległ awarii) stwierdzono (rys. 2):

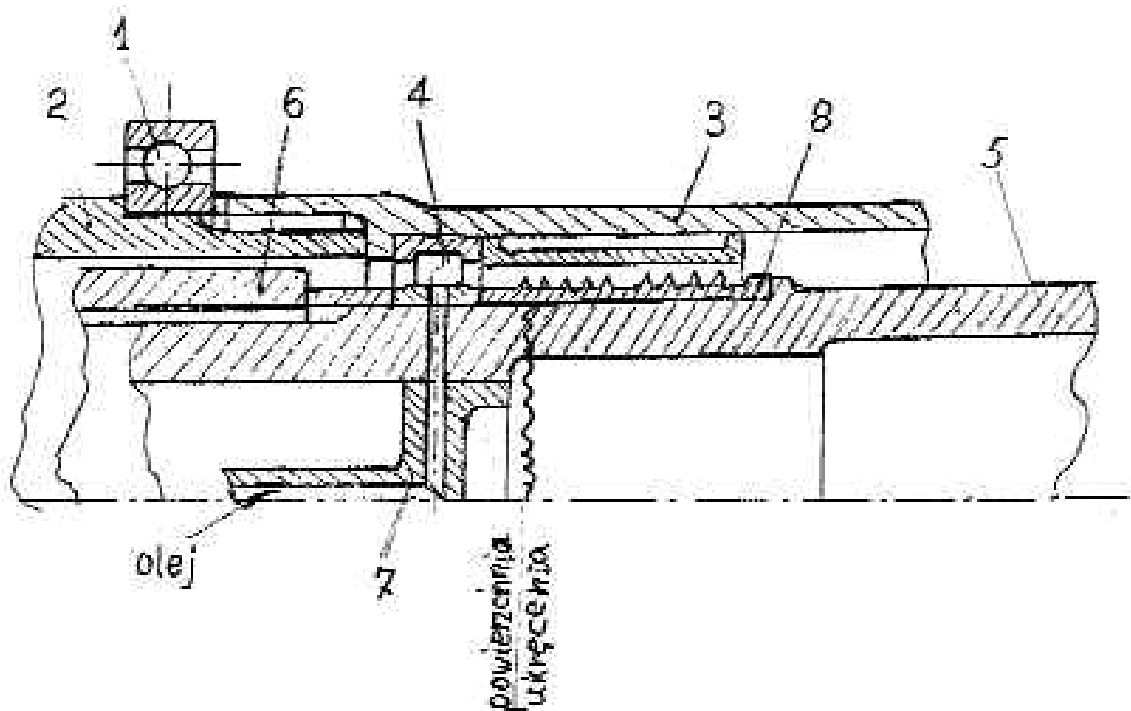
- rolki płasko starte i zaniebieszczone rozgrzaniem po jednej stronie walcowej powierzchni współpracy z bieżniami łożyska
- na krawędziach otworów w bieżni wewnętrznej łożysk zmęczeniowe złuszczenia powierzchni współpracującej z rolkami
- wytarcie bieżni zewnętrznej łożysk na około 1/3 obwodu i maksymalnej głębokości ponad 1mm
- wytarte wierzchołki „grzebieniowych” występów na tulei labiryntowej z przebarwionymi wysoką temperaturą powierzchniami

Na rys. 3 przedstawiono szkic węzła łożyska międzywałowego i pamięciowo odtworzonych uszkodzeń elementów tego węzła. Późniejsze badania metalurgiczne pozwoliły na udowodnienie, że początkowo powolny przebieg zużywania się łożyska uległ gwałtownemu przyspieszeniu po wykasowaniu się luzów w labiryncie.

²Oprócz firm radzieckich tylko brytyjski Rolls-Royce stosuje międzywałowe łożyskowania w swoich silnikach



Rys. 2. Szkic międzywałowego łożyska wewnętrznego. (a) - bieżnia zewnętrzna łożyska, (b) - rolka łożyska, (c) - koszyczek łożyska z połową rolek



Rys. 3. Szkic zespołu łożyska międzywałowego. 1 - tylne łożysko wirnika sprężarki wysokiego ciśnienia, 2 - wał wirnika sprężarki WC, 3 - wał turbiny WC, 4 - międzywałowe łożysko wewnętrzne, 5 - wał turbiny niskiego ciśnienia, 6 - pośredni wał napędu wirnika wentylatora, 7 - doprowadzenie oleju, 8 - tuleja labiryntowa uszczelnienia łożyska wewnętrznego

Od tej chwili destrukcja tego węzła potoczyła się lawinowo: zacieranie się o powierzchnię wewnętrzną wału wirnika wysokiego ciśnienia wywiązywało ciepło – rozgrzewająca się tuleja rozszerzała się i zwiększała tarcie zwiększając ilość wydzielanego ciepła. Ciepło to, oddawane głównie do wału wirnika turbiny niskiego ciśnienia, rozgrzewało go do temperatury, przy której obniżony stan dopuszczalnych naprężeń skrętnych osiągnął wartości w nim występujące od momentu obrotowego turbiny niskiego ciśnienia przekazywanego na wirnik wentylatora.. i wał się

ukręcił! Dalej przebieg zdarzeń był identyczny jak podczas awarii silnika NK-8 i katastrofy Ił-62M w 1980 roku. Turbina bez obciążenia wentylatorem błyskawicznie się rozkręciła do wartości rozzerwania tarcz³, przecięła sterownice i dalszy lot zakończył się katastrofą w Lesie Kabackim.

Także przebieg i tej destrukcji silnika oraz jej przyczyn został uwieńczony rozprawą doktorską obronioną w 1992 roku.

A co było potem?

Dzięki działaniu A. Milkiewicza (z resztą altruistycznemu) wprowadzono dodatkowo linkowy układ trzymowania steru wysokości, wkrótce bowiem PLL LOT pozbyły się samolotów Ił-62M. Zawarta została także umowa ze stroną radziecką, że wszystkie kwestionowane przez nas silniki będą demontowane u wytwórcy w ZSRR z naszym udziałem a kilka (co najmniej) silników zostało (w porę!) odremontowanych – stąd kilkunastokrotne wizyty w ZSRR członków naszej podkomisji silnikowej. Skutek doraźny naszej współpracy to wprowadzenie rejestracji w „czarnej” skrzynce, dodatkowo kilku ważnych parametrów silnikowych oraz wprowadzenie do instalacji olejowej silników, tak zwanych korków magnetycznych.

LITERATURA

[1] **Wygonik P.:** *Analiza wpływu czynników konstrukcyjnych, technologicznych i eksploatacyjnych na krytyczne prędkości dwuwirnikowych dwuwirnikowych dwuprzepływowych silników odrzutowych*, rozprawa doktorska, Politechnika Rzeszowska, 1992

³ Tu chyba także błąd konstrukcyjny (nie znamy intencji konstruktora) – łopatki i ich połączenie z tarczami osiągało współczynnik bezpieczeństwa 4, tarcze tylko 2 (dane oficjalnie potwierdzone przez stronę radziecką)

AWARIA SILNIKA NK-8 BĘDĄCA BEZPOŚREDNIĄ PRZYCZYNĄ KATASTROFY SAMOLOTU IŁ-62 W DNIU 14 MARCA 1980 ROKU NA OKĘCIU

Stefan Szczeciński
Instytut Lotnictwa

Streszczenie

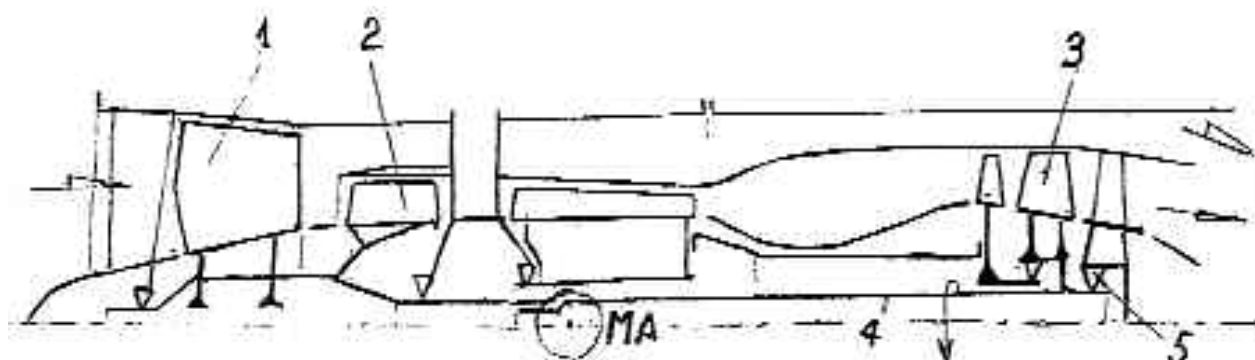
W artykule opisano przyczynę ukręcenia wału turbiny niskiego ciśnienia – stanowiącej napęd wirnika wentylatora tego dwuprzepływowego silnika spowodowanej nieprecyzyjną technologią obróbki wiórowej wewnętrznej powierzchni wału i braku kontroli oceny jakości wykonanej operacji. Pozostawione obwodowe zarysowania powierzchni stanowiły karby – będące źródłem przyspieszonego rozwoju pęknięć zmęczeniowych materiału. Utrata więzi mechanicznej wirnika wentylatorowego z turbiną spowodował gwałtowny wzrost jej prędkości obrotowej – aż do rozerwania tarcz na kawałki o energii kinetycznej każdego z nich wystarczającej na zdemolowanie sąsiednich silników i „po drodze” przecięcia drążków sterowania samolotem.

Słowa kluczowe: katastrofa samolotu, awaria silnika, zmęczenie materiału

Dwuprzepływowy dwuwirnikowy silnik odrzutowy NK-8 który uległ awarii (jeden z czterech stanowiących napęd samolotu IŁ-62) zajmował pozycję przykadłubową w ogonowej części samolotu. Na podejściu do lądowania nad Włochami – wówczas nad prawie niezabudowanym obszarem między ostatnim rzędem domostw willowych Włoch a obecną Aleją Krakowską znaleźli się świadkowie, którzy dostrzegli sypiące się z samolotu jakieś przedmioty. Zderzenie, już niesterowalnego samolotu z ziemią, nastąpiło na bocznej ścianie fosy – jeszcze „carskiego” fortu. Nad lustrem wody wystawał ogon samolotu z widocznym silnikiem który uległ awarii. Już podczas oględzin (z odległości kilku metrów od brzegu fosy) można było wysnuć wniosek o ukręceniu się wału turbiny niskiego ciśnienia stanowiącej napęd zespołu wentylatorowego tego silnika. Jednak ten wniosek, jak zawsze w przypadku katastrof lotniczych, należało jeszcze udowodnić.

Na rys. 1 przedstawiono dość szczegółowy szkic konstrukcyjny silnika NK-8 z zaznaczeniem miejsca zapoczątkowania awarii. Przerwanie więzi mechanicznej między turbiną a wentylatorem ze wspólnego wirnika na zakresie maksymalnej prędkości obrotowej (pilot przestawił dźwignię sterowania silnikiem na pełny ciąg mówiąc „przechodzę na drugi ... (krąg)” turbina całą swą moc kilkudziesięciu tysięcy (!) kW zużyła na pokonanie bezwładności – już tylko własnego wirnika aż do rozerwania jego tarcz nośnych. Przyjmując, że tarcze zaprojektowano ze współczynnikiem bezpieczeństwa $X=2$, oznacza to rozerwanie tarcz po przekroczeniu znamionowej prędkości obrotowej wirnika ($n_{NC}=5350 \text{ obr/min}$) o ok. 40%. Sam proces rozpędzania wirnika do prędkości obrotowej rozerwania, wg naszych obliczeń z bilansu energetycznego, trwał ok. 20 ms. Jednocześnie cofający się wirnik wyginał i wyłamywał łopatki wirnikowe „ocierające się” o nieruchomy wieńce kierownic turbiny i przebijając, wraz częściami tarczy, kadłub turbiny.

Tarcza rozerwana na 3 prawie jednakowe części z których dwie lecały po stycznych do okręgów ich środków mas w chwili rozerwania uszkodziły dwa sąsiednie silniki (jedna z tych części przecięła poprzecznie kadłub samolotu oraz drążki sterownic i uszkodziła drugi przykadłubowy silnik). Trzecia z części odbiła się od masywnej ramy płatowcowej zawieszenia silników w kierunku ziemi. Przestrzennie „gwiazdowo” części tarcz turbin przemieszczały się w powietrzu pod działaniem bezwładności w kierunku zadany w chwili rozerwania – zmienionym następnie przez zderzenia z częściami zintegrowanymi z płatowcem, a działaniem sił grawitacji oraz przemieszczenia z prędkością unoszenia zgodnie z kierunkiem lotu samolotu. Części te spadały na ziemię w różnych miejscach oddalonych poprzecznie od toru lotu samolotu i różnie położonych wzdłużnie punktach toru samolotu.



Rys. 1 Schemat konstrukcyjny silnika NK-8. 1 - wentylator, 2 - sprężarka niskiego ciśnienia, 3 - turbina niskiego ciśnienia, 4 - wał napędowy turbiny zespołu wirnikowego niskiego ciśnienia, 5 - podpora wirnika (łożysko), MA - miejsce zapoczątkowania awarii silnika

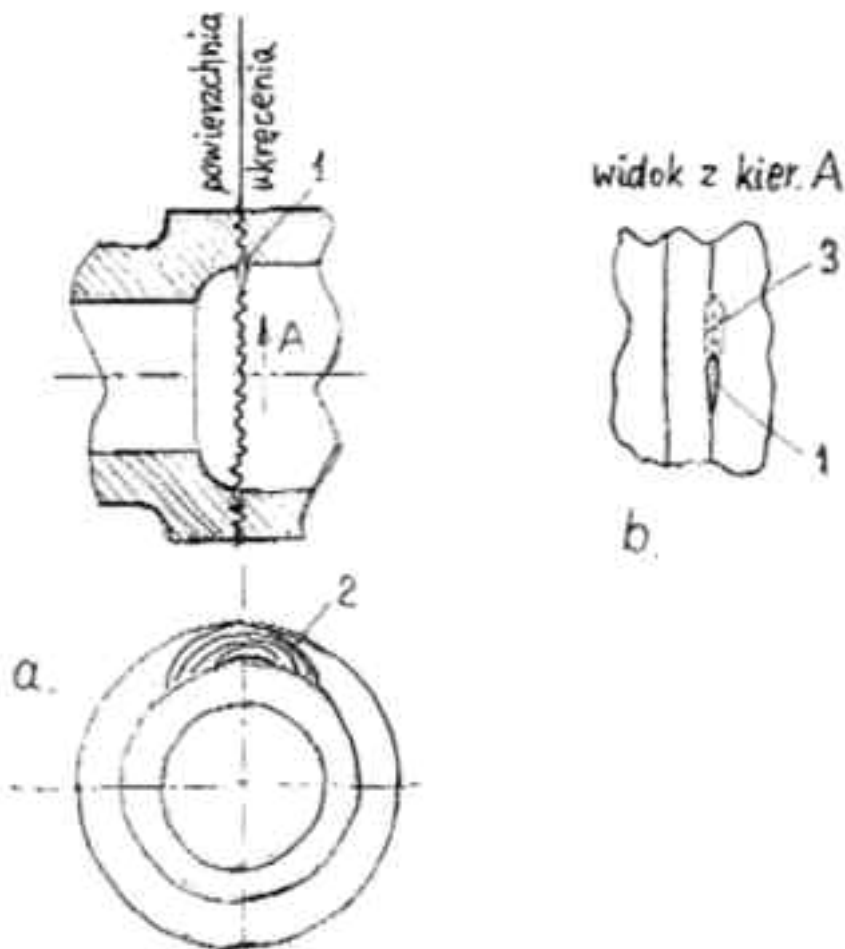
Na podstawie znajomości położenia na ziemi części rozerwanej tarczy można było uściślić ich prędkości w chwili rozrywania oraz prędkość i wysokość lotu samolotu w tym czasie. Do zebrania z ziemi rozrzuconych części i ustalenia ich położenia otrzymaliśmy wsparcie sporego oddziału ZOMO – który starannie „przeczesał” teren, a jego członkowie z niezłą dokładnością ustalali położenie znalezisk dostarczanych nam części na posiadanej mapie terenu. Dane te posłużyły do obliczeń uściślających w chwili awarii silnika stanu energetycznego części rozrywanej turbiny.

Demontaż silnika który uległ awarii oraz zebrane części pozwoliły na skompletowanie węzła który uległ awarii i przeprowadzenie niezbędnych obliczeń po rozpoznaniu i pomiarach cech wytrzymałościowych materiałów z których wykonane były części. Jako komisja mieliśmy praktycznie nieograniczone możliwości dostępu do krajowych laboratoriów i ekspertów z różnych dziedzin. To też korzystaliśmy z pomocy WAT-u, ILOt-u, ITWL-u, IMP-u oraz specjalistów i urzędów w laboratoriach MO. Niech za przykład posłuży przykład ustalenia przez MO która konkretnie część przecięła sterownice samolotu z prawdopodobieństwem ponad 10-cio krotnie przekraczającym wartość uważaną jako pewnik.

Niezależnie od ustaleń obliczeniowych obciążeń i stanu energetycznego w chwili rozrywania tarczy na oddzielne części i jego „zużywania” podczas przebijania, przecinania i odkształcania części spotykanych na drodze lotu oderwanych elementów wirnika turbiny przeprowadzono niezbędne obliczenia wytrzymałościowe i współczynnika bezpieczeństwa wirnika turbiny w warunkach normalnej pracy silnika na zakresie maksymalnym.

Analiza wyników naszych obliczeń, pomiarów i badań materiałowych oraz precyzyjnych oględzin obszaru rozerwania wału turbiny pozwoliła na kategorycznie stwierdzenie: „Wał uległ ukłuceniu na skutek zmęczenia materiału – z inicjowanym efektem karbu na wewnętrznej powierzchni wału powstałego w końcowej fazie przetaczania otworu na wale”.

Na rys. 2 przedstawiono szkic ukłóconej części wału z zaznaczeniem (przesadnie wymiarowo) zagłębień noża tokarskiego stanowiących karby – będących przyczyną pęknięcia, z charakterystycznym dla pęknięcia zmęczeniowego „muszlowym” przełomem.



Rys. 2 Końcówka wału turbiny uszkodzana zmęczeniem materiału, (a) – przekrój podłużny i poprzeczny końcówki wału, (b) – widok rozwiniętej wewnętrznej powierzchni wału.
1 – „zacięcie” nożem tokarskim, **2** – powierzchnia zmęczeniowego pęknięcia, **3** – powierzchnia zadrapana nożem tokarskim

W czasach długotrwałego pokoju (marzec 1980 roku) ale i próbach modyfikacji naszego systemu gospodarczego uznaliśmy, że awaria silnika była spowodowana klasycznym „wypadkiem przy pracy” a okazało się później, że był to już wynik zaniedbań i zaniechań przestrzegania norm technologicznych i kontroli jakości wykonawczych, co z całą ostrością wykazały badania przyczyn następnej katastrofy samolotu IŁ-62M (maj 1987) znacznie nowocześniejszej konstrukcji samolotu i całkiem nowej konstrukcji silnika.

Dociekliwość badawcza doprowadziła do odtworzenia obliczeniowego przebiegu awarii silnika NK-8 i zdolności energetycznych rozpadających się jego części niszczących samolot, Których weryfikacją eksperymentalną była rzeczywista awaria silnika, opracowana została w postaci doktoratu – obronionego w WAT w 1986 roku.

LITERATURA

[1] **Łagosz M.:** Ocena wpływu czynników konstrukcyjnych zespołów wirnikowych na uszkodzenia silników turbinowych w przypadkach awaryjnych, rozprawa doktorska, WAT 1986

PROBLEMATYKA OKREŚLANIA LICZBY PRZENOSZONYCH CYKLI ZMĘCZENIOWYCH PRZEZ ZESPOŁY KONSTRUKCYJNE LOTNICZYCH SILNIKÓW TURBINOWYCH

W. Balicki, S. Szczeciński

Instytut Lotnictwa

R. Chachurski

Wojskowa Akademia Techniczna

Streszczenie

W opracowaniu zarysowano problemy dotyczące określania trwałości zespołów lotniczych silników turbinowych. Przedstawiono schematycznie obciążenia działające na elementy „gorącej części” tych silników zależne od warunków i zakresów pracy, wpływające na niskocyklowe zmęczenie konstrukcji

Słowa kluczowe: napędy lotnicze, eksploatacja, silniki turbinowe, zmęczenie niskocyklowe konstrukcji (LCF)

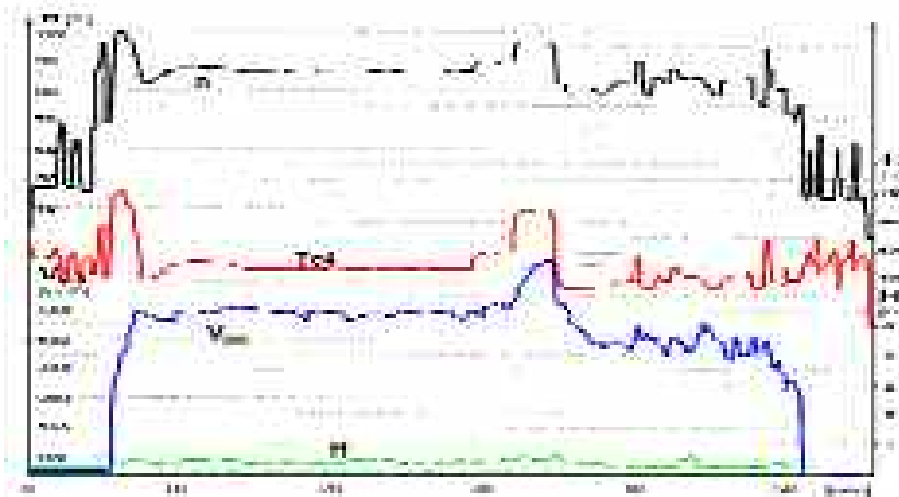
WPROWADZENIE

Zespół napędowy, to jeden z najważniejszych zespołów samolotu. Od jego niezawodnego działania zależy bezpieczeństwo latania (w czasie lotu samolot nie ma „pobocza”, na którym mógłby się zatrzymać w przypadku awarii silnika). Wymagania stawiane silnikom lotniczym już od początków lotnictwa były szczególnie wysokie, a do ich spełnienia konieczne było zastosowanie wyrafinowanych rozwiązań konstrukcyjnych i technologii wytwarzania, przewyższających te, które stosowano w motoryzacji. Przekonali się o tym już bracia Wright, gdy na ich zapytanie (w grudniu 1902 r) o możliwość wyprodukowania silnika spalinowego o mocy około 9 KM (7 kW) i masie nie większej, niż 80 kg wszyscy ówczesni renomowani wytwórcy odpowiedzieli odmownie. O tym, że obciążenia turbinowych silników lotniczych są szczególnie wysokie mogą świadczyć niektóre parametry ich pracy:

- maksymalne prędkości obrotowe wirników zawierają się pomiędzy ok. 8500 obr/min dla dużych silników (Rolls-Royce Olympus 535) i sięgają 52000 obr/min dla niewielkich silników śmigłowcowych (Allison 250-C20);
- maksymalna temperatura spalin sięga 1800 K;
- ciśnienie spalin w komorze spalania sięga 40 barów;
- wysokie obciążenie cieplne komory spalania np. energia zawarta w strumieniu spalin opuszczających komorę spalania (niewielkiego) silnika odrzutowego K-15 na zakresie startowym przekracza 30 MW.

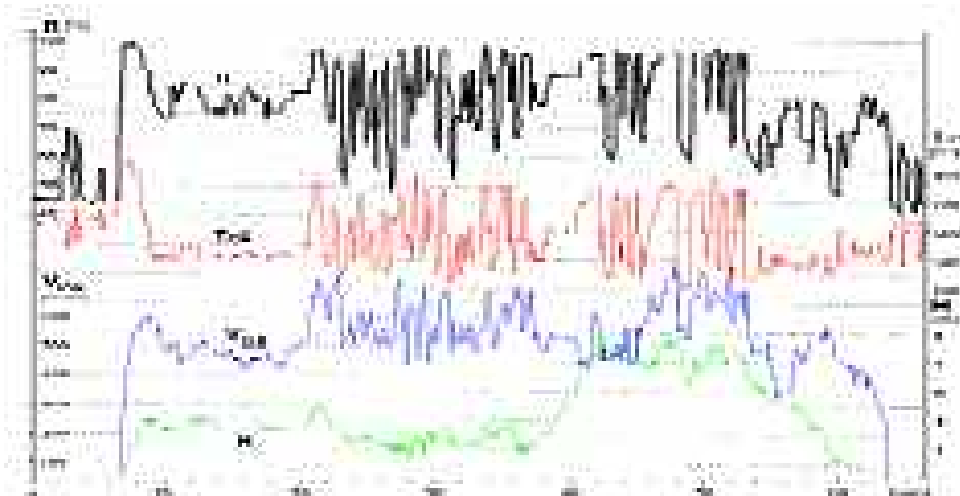
Jednocześnie wymaga się tego, by masa silnika była jak najmniejsza – np. masa każdego z silników śmigłowcowych serii T64 firmy General Electric o mocy rzędu 2500...3300 kW nie

przekracza 330 kg. Aby spełnić te wymagania do wytwarzania silników turbinowych stosuje się specjalne, wysokowytrzymałe materiały (np. tytan, stopowe stale żarowytrzymałe). Do projektowania wykorzystywane jest powszechnie oprogramowanie oparte na metodzie elementów skończonych, pozwalające na wielowariantową optymalizację rozwiązań i wskazanie tych miejsc konstrukcji, gdzie naprężenia w materiale i ich amplitudy zmian będą największe. Prototypy silników poddawane są próbom dowodowym – w tym próbom trwałościowym, umożliwiającym wykrycie najsłabszych węzłów konstrukcji. Od dawna bowiem projektanci silników lotniczych dopuszczają lokalne przekraczanie granicy sprężystości materiału, zyskując przez to na masie konstrukcji, ale wiedząc przy tym, że trwałość tak zaprojektowanych elementów będzie ograniczona.



Σ Cykli=3,14

a.



Σ Cykli=15,35

b.

Rys. 1. Zapisy przebiegów parametrów silnikowych i lotnych samolotu szkolno-bojowego I-22 Iryda z silnikami K-15 zarejestrowanych podczas wykonywania dwóch misji bojowych realizowanych w ramach eksperymentalnych badań prototypów; (a) lot na bombardowanie celu; (b) lot na przechwytywanie przeciwnika i walka powietrzna. Widoczne jest ogromne zróżnicowanie dynamiki zmian zakresów pracy silników

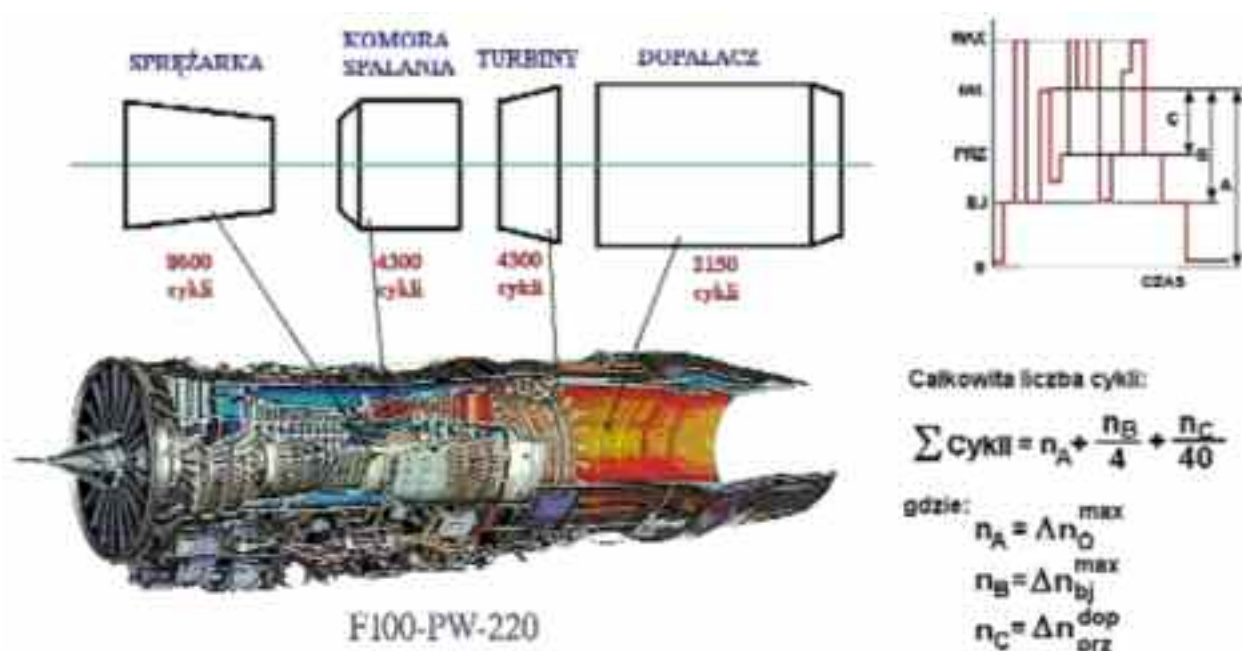
Wdrażanie do użytkowania (w początku lat 80-tych) automatycznych systemów diagnozowania lotniczych silników turbinowych dało możliwość odejścia od kosztownego sposobu eksploatacji według resursu godzinowego (*ang. hard time system* – wprowadzony w USA w 1930 roku, ograniczono wtedy okres międzyremontowy silników do 300 godzin) na korzyść znacznie oszczędniejszej eksploatacji z bieżącą oceną stanu technicznego (*ang. on condition*; wprowadzany od 1958 r – wydłużano resurs silnika na podstawie badania stanu jego zespołów w trakcie remontu; w 1968 r wprowadzono do eksploatacji na samolotach B-747). Był to skutek gwałtownie

rozwijających się elektronicznych metod pomiarów i rejestracji parametrów pracy, miniaturyzacji czujników pomiarowych, a także obserwacji zależności stanu zespołów remontowanych silników od warunków, w jakich były użytkowane, od „profilu zakresów pracy”, a także od rodzaju misji lotnych wykonywanych przez statek powietrzny (samolot, śmigłowiec), którego napęd stanowiły. Jako przykład mogą służyć przedstawione na rys.1 przebiegi zmian parametrów lotu i parametrów pracy silników samolotu I-22 Iryda wykonującego charakterystyczne misje lotne.

Rozwój systemów eksploatacji dotyczył następnie uściślenia wiarygodności ocen stanu diagnozowanych silników poprzez radykalne zwiększenie liczby obserwowanych parametrów i wybór tych, które stanowią efektywne nośniki informacji diagnostycznej. Zaczęto też stosować metody statystyki matematycznej do przetwarzania wyników pomiarów, co umożliwiło prognozowanie okresu dalszego, bezpiecznego użytkowania silników.

Niektórzy wytwórcy silników – np. firma Pratt and Whitney – publikują zależności pozwalające określić liczbę przeniesionych cykli zmęczeniowych, w których uwzględnia się również „niepełne cykle”, tzn. zmiany parametrów pracy silnika w niedużym zakresie.

Istotnym problemem jest określenie wpływu częściowych zmian parametrów pracy silnika i parametrów otoczenia (temperatury i ciśnienia w otoczeniu przy zmiennych parametrach lotu) na zmęczenie niskocyklowe jego podzespołów.



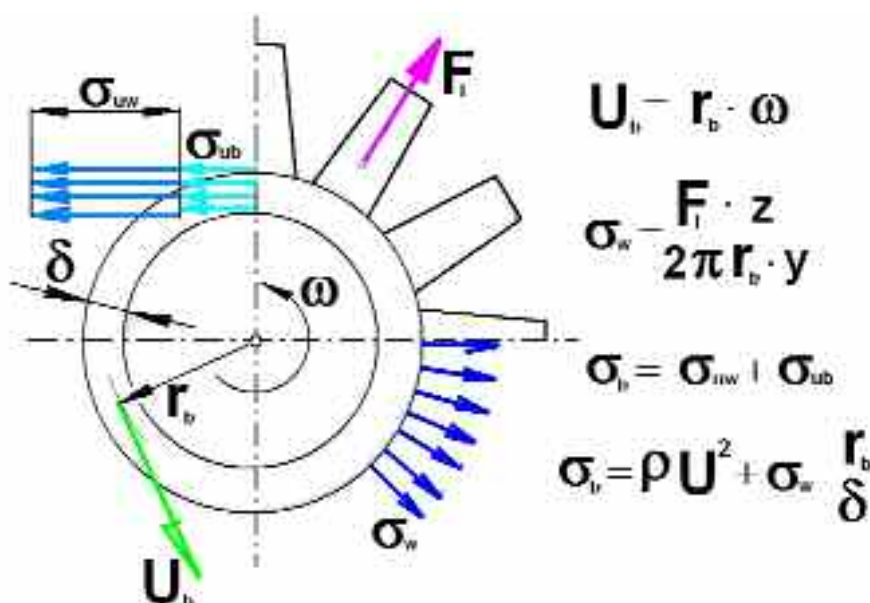
Rys. 2. Silnik F100-PW-220 wykorzystywany jako napęd samolotów F-16 użytkowanych w Polsce. Przedstawiono podział silnika na moduły wymieniane podczas eksploatacji, dopuszczalną dla nich liczbę cykli zmęczeniowych oraz zależności, według których liczba cykli jest określana

Wszystkie nowoczesne lotnicze silniki turbinowe są wyposażone w automatyczne ograniczniki temperatury spalin oraz maksymalnej prędkości obrotowej wirnika. Urządzenia te znacząco wpływają na zwiększenie żywotności „gorącej części” silnika, ale jego stan cieplny jest zależny również od zmian gęstości i temperatury powietrza chłodzącego tarcze i łopatki turbiny. Na parametry tego powietrza wpływają warunki lotu (prędkość i wysokość), a także warunki klimatyczne, w jakich eksploatowany jest samolot. Nie uwzględniają tego zależności przytoczone na rys. 2.

CHARAKTERYSTYCZNE OBCIĄŻENIA TURBIN SILNIKÓW LOTNICZYCH

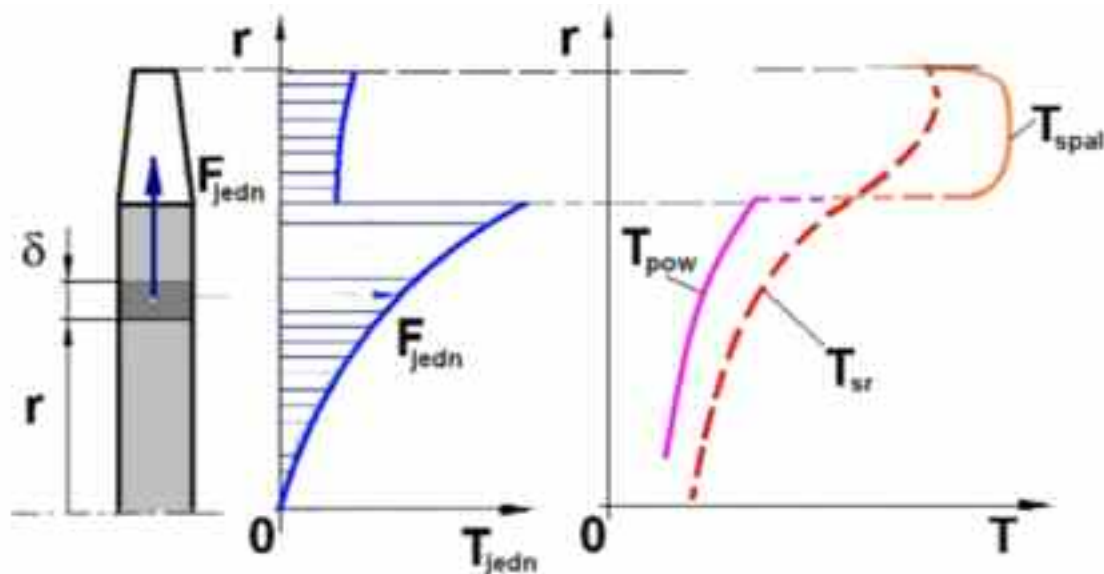
Względnie łatwo można określić zmiany obciążeń i naprężeń w typowych elementach konstrukcji wirnikowych: bębnach i tarczach nośnych wieńców łopatkowych oraz w samych

łopatkach. W bębnie traktowanym jako obrotowa, osiowosymetryczna, cienkościenna konstrukcja obciążona wieńcem łopatek i siłami bezwładności własnej masy – występują jedynie obwodowe naprężenia rozciągające w powłoce bębna – zależne od prędkości obrotowej. Można przyjąć, że w takich cienkościennych konstrukcjach pole temperatury jest jednorodne i dlatego nie występują dodatkowe naprężenia spowodowane gradientem temperatury.



Rys. 3. Schemat bębnowego stopnia wirnikowego sprężarki. Przedstawiono obciążenia i naprężenia w bębnie oraz zależności do ich wyznaczania. Widoczny jest silny wpływ obciążenia wieńcowego (współczynnik wzmocnienia r_b/δ) – wskutek czego stosuje się elementy tarczowe wzmacniające bęben w płaszczyźnie wieńca

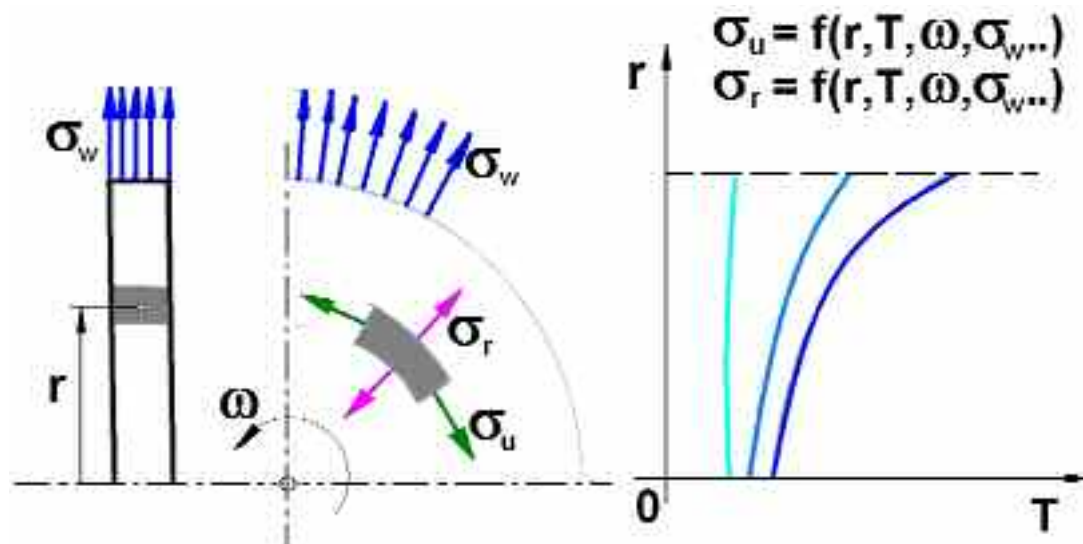
We współczesnych konstrukcjach wirników czysta postać bębnowa występuje tylko w wałach łączących turbinę ze sprężarką wytwornicy spalin. Schemat obciążenia bębna i wzory do obliczania obciążeń i naprężeń przedstawiono na rys.3.



Rys. 4. Obciążenia masowe F i cieplne T wirnikowego stopnia turbiny: T_{spal} , T_{pow} – temperatura spalin i powietrza chłodzącego oraz rozkład promieniowy średniej temperatury T_{sr} łopatek i tarczy nośnej

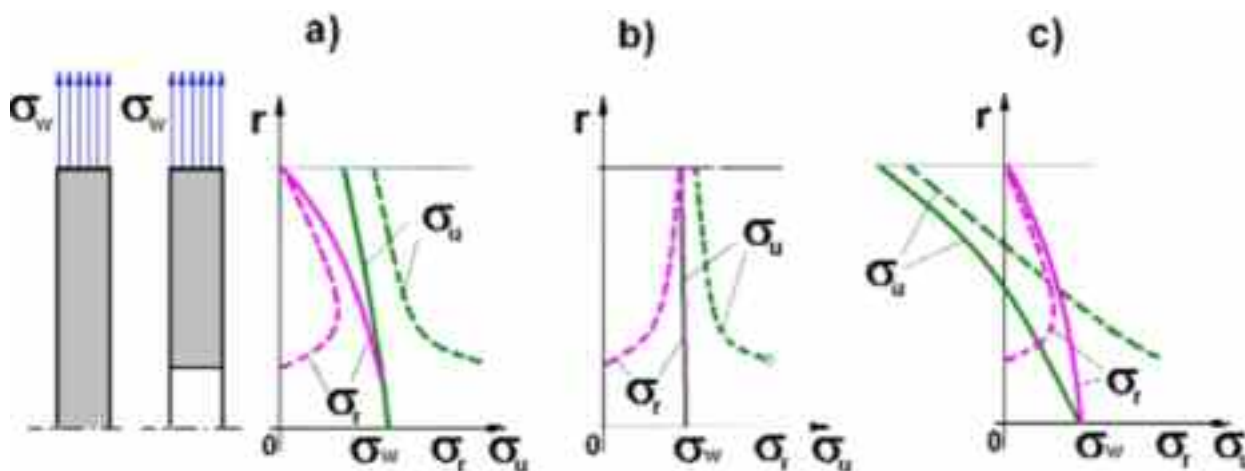
Najbardziej skomplikowane obciążenia występują w zespołach turbin. Są one poddawane działaniu bezwładnościowych sił odśrodkowych, sił aerodynamicznych od strumienia przepływającego spalin (niekiedy pulsującego), sił giroskopowych (podczas lotu z dużą prędkością po

torze krzywoliniowym, np. w trakcie „wyrwania”), sił poprzecznych (np. podczas „twardego lądowania”), a także naprężeniom wynikającym z nierównomiernego pola temperatury w łopatkach i tarczach nośnych (por. rys. 4). Obliczenia wytrzymałościowe zespołów turbin należy przeprowadzić dla kilku wariantów obciążeń: w warunkach lotu na minimalnej i maksymalnej wysokości i prędkości, w klimacie arktycznym i tropikalnym. Umożliwia to także wyznaczenie zmian luzów wierzchołkowych pomiędzy łopatkami wirnikowymi, a kadłubem turbiny.



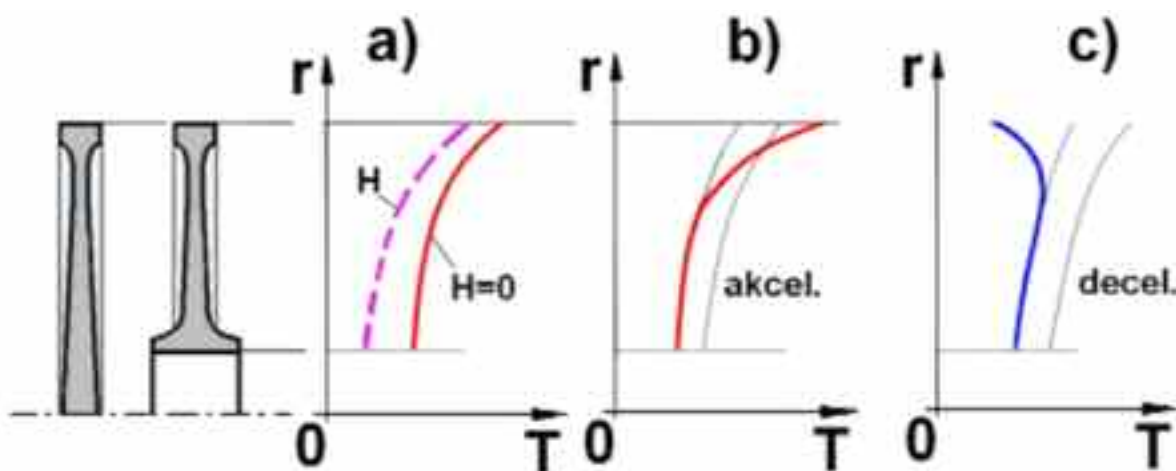
Rys. 5. Obciążenia i naprężenia w tarczy nośnej wirnikowego stopnia turbiny: T – temperatura; σ_w - obciążenia od wieńca łopatek; σ_r , σ_u - promieniowe i obwodowe naprężenia w tarczy

Tarcze nośne wirników turbin są najbardziej obciążonymi elementami silników turbinowych. Zadaniem tych tarcz jest utrzymywanie więzi z wieńcem łopatek wirnikowych w polu sił odśrodkowych i przeniesienie od nich momentu obrotowego na wał turbiny. Pewnym paradoksem jest to, że główne obciążenie tarcz stanowią siły odśrodkowe – wynikające z masy tarczy, oraz naprężenia cieplne – wywołane niejednorodnym polem temperatury w tarczach spowodowanym przez ich chłodzenie strumieniem powietrza. Chłodzenie to jest konieczne ze względu na zmniejszanie się wytrzymałości materiału ze wzrostem temperatury. Na rys.5 przedstawiono obciążenia wieńcowe σ_w i różne rozkłady temperatury T wzdłuż promienia r tarczy, pozwalające na zbudowanie modelu do obliczania rozkładu naprężeń promieniowych σ_r i obwodowych σ_u w tarczy.



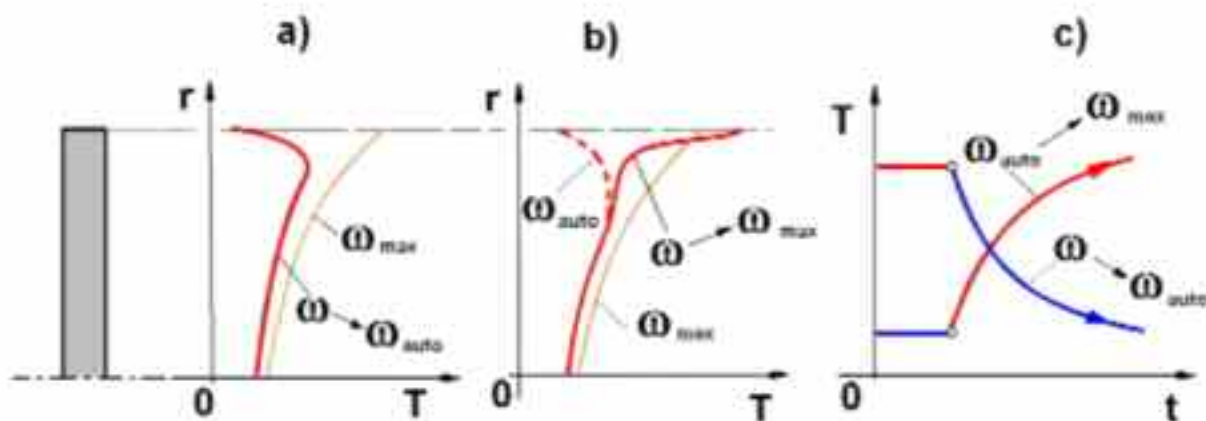
Rys. 6. Rozkłady naprężeń w tarczy nośnej wirnika turbiny (w odniesieniu do wartości obciążeń wieńcowych): (a) od obciążeń masowych samej tarczy; (b) wieńca łopatkowego; (c) nierównomiernego rozkładu temperatury

W celu wyjaśnienia oddzielnego wpływu każdego obciążenia przedstawiono na rys. 6 wyniki obliczenia wykonanych dla przypadku tarczy płaskiej o stałej grubości. Naprężenia całkowite można wyznaczyć metodą prostego sumowania naprężeń dla każdego położenia określonego wartością promienia. „Przy okazji” pokazano wpływ centralnego otworu w tarczy na rozkład naprężeń.



Rys. 7. Rozkłady temperatury średniej w tarczy nośnej wirnika turbiny w warunkach: (a) ustalonej pracy silnika; (b) akceleracji; (c) deceleracji

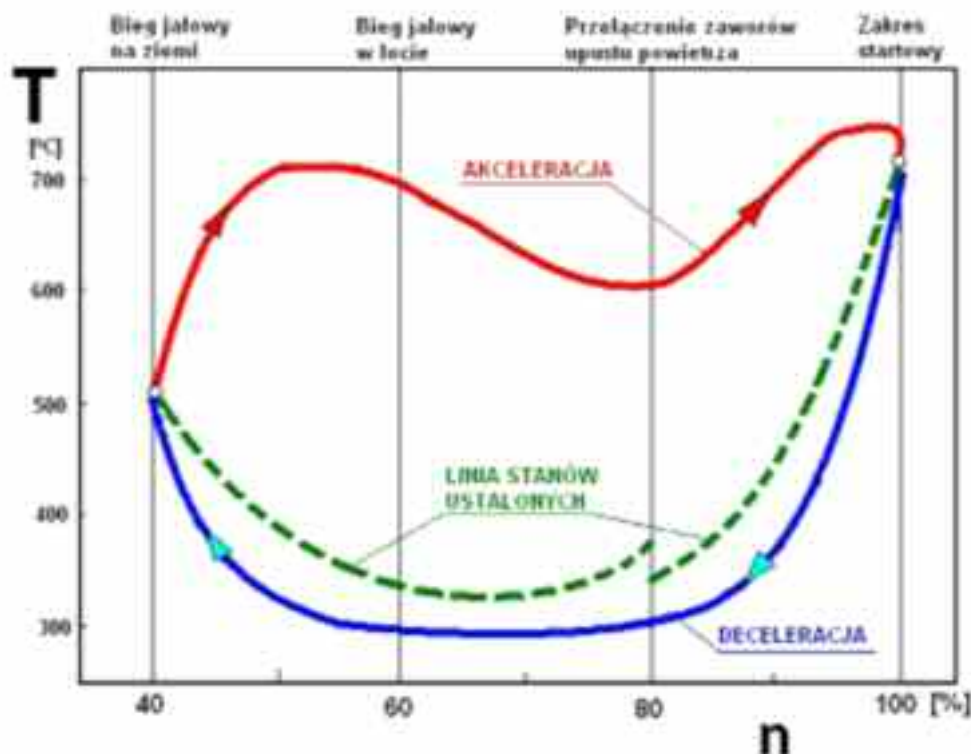
Na kolejnych rysunkach (rys.7 i 8) przedstawiono wyniki analizy wpływu warunków (wysokości lotu H) i zmieniających się zakresów pracy silników. Przyjęto, że początkowo pole temperatury jest stacjonarne i zależne tylko od wysokości lotu H . Założono też, że w stanach przejściowych, w trakcie akceleracji i deceleracji, zmienia się temperatura tarczy tylko w strefie wieńcowej. Naprężenia cieplne mają znaczący udział w naprężeniach występujących w materiale tarczy turbiny. Pod tym względem skrajnym przypadkiem jest faza rozruchu silnika, a szczególnie rozruch wykonywany w trakcie lotu.



Rys. 8. Rozkłady temperatury średniej w tarczy turbiny w warunkach: (a) awaryjnego wyłączenia silnika w locie; (b) rozruchu w czasie lotu; (c) zmiana temperatury wieńca tarczy turbiny w trakcie tych procesów. Indeksy: - auto - autorotacja wirnika w trakcie lotu (silnik wyłączony); max - maksymalna prędkość obrotowa wirnika

Na rys. 8 pokazano pole temperatury w tarczy turbiny podczas jej stygnięcia, po wyłączeniu się silnika w locie (silnik jest wtedy intensywnie chłodzony strumieniem zimnego powietrza przepływającego przez jego kanał), a także podczas próby jego uruchomienia (wirnik silnika obraca się początkowo z prędkością „autorotacji” zależną od prędkości lotu i gęstości powietrza w otoczeniu).

Na rys. 9 przedstawiono charakterystyki jednoprzepływowego, jednowirnikowego silnika odrzutowego. Są to przebiegi zmian temperatury spalin za turbiną w funkcji prędkości obrotowej zmierzone w stanach ustalonych oraz w stanach przejściowych, w trakcie akceleracji i deceleracji.



Rys. 9. Średnia temperatura spalin za turbiną silnika K-15 w stanach ustalonych oraz w warunkach akceleracji i deceleracji. Wykresy fazowe

Dla większości silników spalinowych temperatura spalin rośnie wraz ze wzrostem prędkości obrotowej, natomiast specyfiką silników turbinowych jest to, że charakterystyka ta ma minimum i temperatura spalin wzrasta również przy obniżaniu prędkości obrotowej. Widoczny na linii stanów ustalonych uskok jest spowodowany zmianą położenia (zamknięty/otwarty) zaworu upustu powietrza z za III stopnia sprężarki stosowanego w celu rozszerzenia pola statecznej pracy sprężarki (przeciwdziałania pracy niestatecznej). Charakterystyczne są również dla tych silników przebiegi temperatury spalin w stanach przejściowych (dynamicznych). W czasie akceleracji maksymalna temperatura spalin jest zwykle (w każdym współczesnym silniku turbinowym) automatycznie ograniczana na poziomie zadanym przez konstruktora. Poziom ten jest często zależny od zakresu pracy silnika i od warunków otoczenia, które wpływają na intensywność chłodzenia tarcz i łopatek turbin. W czasie deceleracji układ sterowania silnikiem chroni komorę spalania przed „ubogim zgaśnięciem” poprzez niedopuszczanie do nadmiernego obniżenia temperatury spalin.

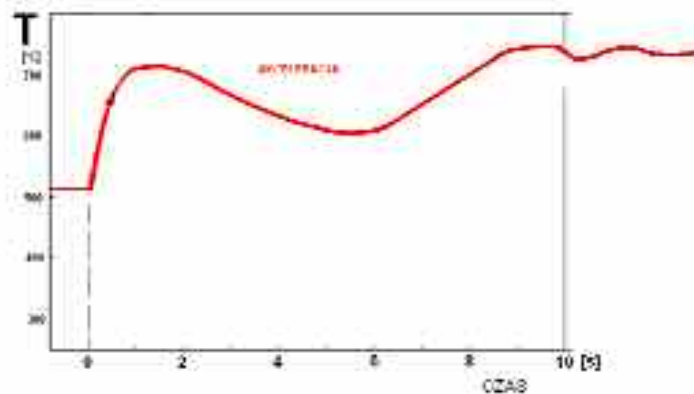
OBCIĄŻENIA TURBIN W WARUNKACH DYNAMICZNYCH

Zmiany parametrów czynnika w silnikach turbinowych są dość szybkie. Akceleracja od zakresu „biegu jałowego na ziemi” do zakresu startowego trwa zwykle krócej niż 10 sekund, a deceleracja: kilkanaście sekund. Na rys. 10 przedstawiono typowe przebiegi zmian temperatury spalin zarejestrowane podczas prób prototypowych silników K-15.

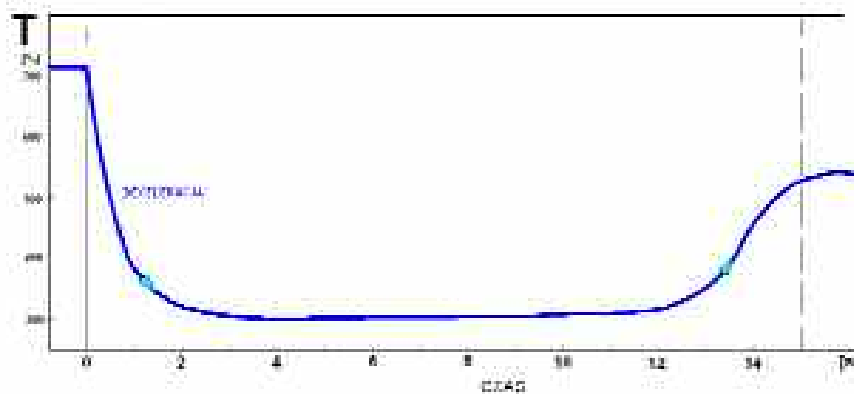
Przedstawione tu rozważania nad wynikami obliczeń prowadzonymi na uproszczonym modelu tarczy płaskiej znajdującej się w niejednorodnym polu temperatury – przy czym pole to nie zmienia się wewnątrz tarczy (wraz z jej grubością, jak na rys. 11.a.) – pozwalają na ocenę wpływu na wartość naprężeń każdego obciążenia oddzielnie. W realnych warunkach eksploatacyjnych

mamy do czynienia z tarczami o zmiennej grubości (profilowanymi), a rozkład temperatury w ich materiale jest przestrzenny (jak na rys. 11.b.). Do obliczeń tarcz turbin według takich modeli najlepiej jest zastosować metodę elementów skończonych (MES).

a)



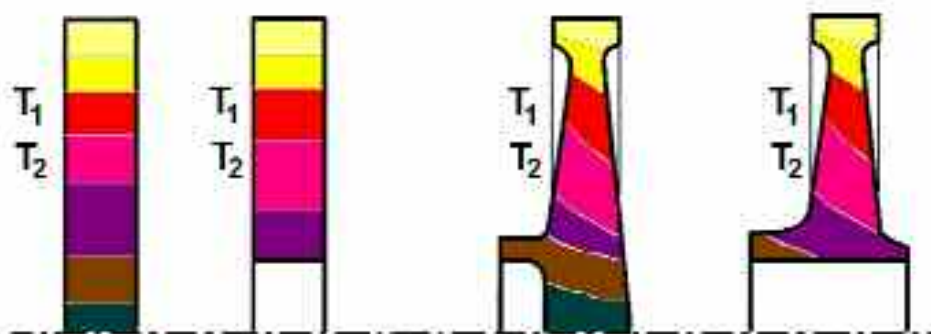
b)



Rys. 10. Średnia temperatura spalin za turbiną w warunkach. (a) przebieg akceleracji w funkcji czasu; (b) przebieg deceleracji w funkcji czasu

a)

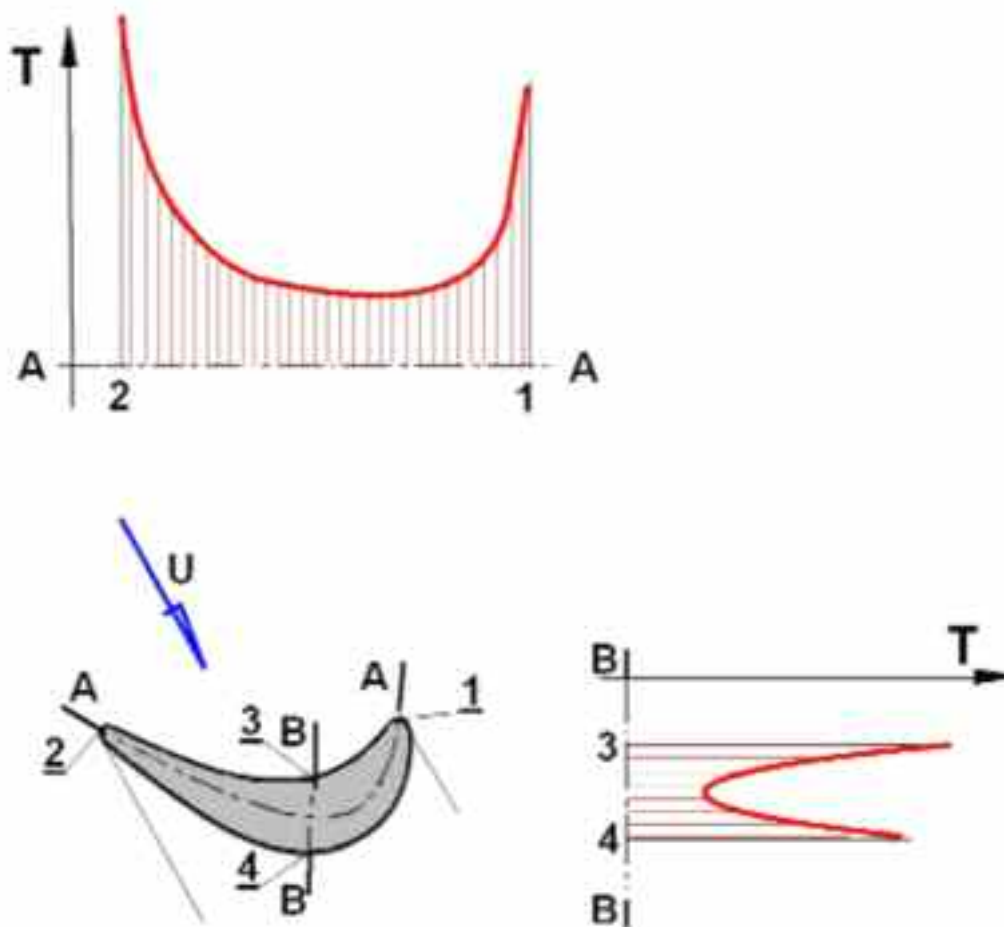
b)



Rys. 11. Rozkłady temperatury w tarczach nośnych wirników turbin: (a) według założeń modelowych; (b) w rzeczywistych tarczach

Oddzielnej analizy wymagają łopatki i kierownice turbin znajdujące się w opisanych warunkach i zakresach pracy. Charakteryzują je duże powierzchnie boczne, przejmujące ciepło od spalin i niewielkie powierzchnie styku z tarczą nośną (łopatki wirnikowe chłodzone poprzez swój zamek) lub kadłubem (łopatki kierownicze), przez które strumień ciepła przepływa do tarcz

nośnych i do kadłubów turbin. Stąd w zmiennych warunkach pracy, przy dynamicznie zmiennej temperaturze spalin występują duże gradienty temperatury pomiędzy boczną powierzchnią łopatki, a jej rdzeniem. Na rys.12 przedstawiono typowy profil temperatury w poprzecznym przekroju pióra. Profil taki występuje podczas rozruchu lub akceleracji silnika.



Rys. 12. Rozkłady temperatury w przekrojach pióra łopatki wirnikowej turbiny podczas rozruchu silnika

W laboratoriach Zakładu Termodynamiki Wojskowej Akademii Technicznej badano (już ponad 30 lat temu) szybkość przepływu ciepła przez materiał, z którego są wytwarzane łopatki turbin silników SO-3. Stwierdzono istnienie znacznych gradientów temperatury pomiędzy rdzeniem i powierzchnią łopatek – szczególnie w warunkach odpowiadających rozruchowi silnika na ziemi. Obliczenia wykonane z uwzględnieniem cech materiału: współczynnika rozszerzalności cieplnej, granicy odkształcalności sprężystej materiału w temperaturze pracy wykazały, że w trakcie rozruchu silnika na krawędzi spływu łopatek naprężenia przekraczają granicę sprężystości dla tego materiału. Aby do tego nie dopuścić należałoby zmniejszyć temperaturę spalin w fazie rozruchu godząc się na wydłużenie czasu trwania tego procesu, ale nie dopuszczając dzięki temu do sprężysto-plastycznych odkształceń łopatek.

PODSUMOWANIE

W przedstawionej pracy dążono do przybliżenia specjalistom-użytkownikom lotniczych silników turbinowych problematyki niskocyklowego zmęczenia konstrukcji. Uwidacznia się konieczność badań pod tym kątem obciążeń innych zespołów, nie tylko turbin.

Od dokładnego rozpoznania zjawisk zmęczeniowego zużycia konstrukcji zależy bezpieczeństwo latania. Wiedza o tych procesach pozwala wpływać na żywotność silników np. poprzez

odpowiednie „programowanie” układów automatycznie sterujących przebiegiem rozruchu, akceleracji i deceleracji.

Oddzielny problem stanowi określenie przez wytwórcę dopuszczalnej liczby cykli zmęzeniowych i zasad oceny wpływu „niepełnych cykli” na trwałość konstrukcji z uwzględnieniem zmiennych warunków lotu i stref klimatycznych. Wymaga to prowadzenia badań szerokiej populacji silników produkowanych wielkoseryjnie, wyposażonych w automatyczne rejestratory parametrów pracy i systemy diagnostyczne.

Tymczasem tematyka ta nie jest szeroko opisywana w literaturze. Być może wynika to z niechęci producentów do ujawniania wiedzy stanowiącej ich cenny dorobek.

Niewątpliwie istnieje potrzeba permanentnego badania i uściślenia wiedzy odnośnie wpływu zmęczeniowego zużycia silników, szczególnie w związku z przewidywanym szerokim wprowadzaniem do użytkowania samolotów bezpilotowych o zwiększonej manewrowości, których zespoły napędowe będą poddawane znacznie większym obciążeniom.

LITERATURA

- [1] **Chachurski R.**: (rozprawa doktorska) Wojskowa Akademia Techniczna, październik 2001
- [2] **Dzierżanowski P., (i inni)**: *Napędy lotnicze – Turbinowe silniki śmigłowe i śmigłowcowe*, Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, 1985
- [3] **Dzierżanowski P., (i inni)**: *Napędy lotnicze – Turbinowe silniki odrzutowe*, Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, 1983
- [4] **Dźygadło Z., (i inni)**: *Napędy lotnicze – Zespoły wirnikowe silników turbinowych*, Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, 1982
- [5] **Kłysz S.**: *Badania niskocyklowego zmęczenia stopu tytanu WT3-1 w warunkach zmiennych sekwencji obciążeń*, Prace Naukowe ITWL, zesz. 20, 2006
- [6] **Kocańda S., Szala J.**: *Podstawy obliczeń zmęczeniowych*, Wydawnictwo Naukowe PWN, 1997
- [7] **Sabak R.**: *Ocena uszkodzeń łopatek wirnikowych silników turbinowych na podstawie zmian ich częstotliwości drgań własnych*, (rozprawa doktorska) ITWL, 2002
- [8] **Skalski J.**: *Ocena wpływu nieustalonych zakresów i warunków pracy turbinowego silnika odrzutowego na wytrzymałość niskocyklową tarczy turbiny*, (rozprawa doktorska) Wojskowa Akademia Techniczna, styczeń 1995
- [9] **Wygonik P.**: *Analiza wpływu czynników konstrukcyjnych, technologicznych i eksploatacyjnych na krytyczne prędkości obrotowe dwuwirnikowych, dwuprzepływowych silników odrzutowych*, (rozprawa doktorska), styczeń 1992