

ANALYSIS OF THE ICE PROTECTION SYSTEMS OF AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINES

Ryszard Chachurski

Military University of Technology, Faculty of Mechatronics
ul. Gen. Sylwestra Kaliskiego 2, 00-908 Warszawa 49, Poland
tel.: +48 22 6837664, fax: +48 22 6839318
e-mail: Ryszard.Chachurski@wat.edu.pl

Abstract

Icing of aircrafts and their powerplants is essential danger for safety of flights and is at the bottom of many more or less serious aviation incidents and accidents in Poland and worldwide. Icing of aircraft turbojet, turbofan, turboprop and turboshaft engines may occur not only at negative temperatures of air but at positive temperatures too. Ice detectors of anti-icing systems of aircrafts are located on airframes, mainly in front of a fuselage, on upper surface of wings or under its and do not detect of gas turbine engines icing early enough. The manual turning on of anti-icing system of engine is necessary. Icing of aviation gas turbine engines is at the bottom of mechanical damaging of blades and vanes, stall and surge of compressors, flameout, roll-back or shut down of engines by control systems. There are mechanical, pneumatical, electrical and mixed ice protection systems used in turbojet, turbofan, turboshaft and turboprop engines for protection its against icing. Hot air ice protection systems are mainly used in turbojets and turbofans. These systems are supplied by air from high pressure compressor. These kind of ice protection systems do not operate in all of flight conditions because of severe danger thrust or power reduction due to a recirculating of air in the hot air ice protection system. However, usually anti-icing systems protect engines effectively; accidents and incidents are caused by errors of crew and ground personnel members mainly.

Keywords: aviation, powerplants, safety of flights, icing, anti-icing systems

ANALIZA SPOSOBÓW ZABEZPIECZANIA LOTNICZYCH SILNIKÓW TURBINOWYCH PRZED OBLODZENIEM

Streszczenie

Oblodzenie statków powietrznych i ich zespołów napędowych stanowi istotne zagrożenie dla bezpieczeństwa lotów i jest przyczyną wielu bardziej lub mniej zdarzeń i wypadków lotniczych w Polsce i na świecie. W odróżnieniu od płatowca oblodzenie lotniczych silników turbinowych może zachodzić już w dodatnich temperaturach otoczenia. Czujniki instalacji przeciwooblodzeniowych rozmieszczane są na płatowcach, głównie w przedniej części kadłuba, na górnej powierzchni skrzydeł lub pod nimi, a nie ma ich we wlotach silników, co nie umożliwia odpowiednio wczesnego wykrycia oblodzenia elementów silników, w związku z czym wymagane jest ręczne włączenie instalacji przeciwooblodzeniowych silników. Oblodzenie lotniczych silników turbinowych jest przyczyną mechanicznych uszkodzeń łopatek, niestatecznej pracy sprężarki, a nawet do samoczynnego wyłączenia się silnika lub wyłączenia go przez układ sterowania. W celu zabezpieczenia lotniczych turbinowych silników odrzutowych, śmigłowych i śmigłowcowych przed oblodzeniem stosuje się mechaniczne, powietrzne, elektryczne i mieszane instalacje przeciwooblodzeniowe. W silnikach odrzutowych najczęściej wykorzystywane są cieplne instalacje zasilane gorącym powietrzem pobieranym ze sprężarki wysokiego ciśnienia. Instalacje tego rodzaju nie mogą pozostawać włączone we wszystkich fazach lotu, ponieważ np. pobieranie powietrza ze sprężarki do instalacji przeciwooblodzeniowej obniża ciąg lub moc silnika. Działanie tych instalacji zazwyczaj jest skuteczne, a wypadki i katastrofy spowodowane oblodzeniem silników jest zwykle wynikiem błędów popełnianych przez załogi lub członków personelu naziemnego.

Słowa kluczowe: lotnictwo, zespoły napędowe, bezpieczeństwo lotów, oblodzenie, instalacje przeciwooblodzeniowe

1. Wstęp

W odróżnieniu od oblodzenia płatowca, do oblodzenia elementów lotniczego silnika turbinowego może dochodzić już dodatnich temperaturach otoczenia. Europejskie przepisy certyfikacji samolotów dużych [8] oraz przepisy FAA definiują warunki oblodzenia dla

turbinowych zespołów napędowych jako takie, w których temperatura otoczenia (OAT) na ziemi lub podczas startu lub temperatura spiętrzenia w locie (TAT) jest równa 10°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). Instrukcje eksploatacji silników nakazują w takich warunkach ręczne włączanie instalacji przeciwołodziennych silników.

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 zamrażanie na elementach wlotu. Zmiany temperatury w kanale przepływowym silnika można w pierwszym przybliżeniu oszacować przyjmując uproszczony, jednowymiarowy model termogazodynamiczny silnika [1, 7, 9, 15]. 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 (1):

$$T_A = T_H \left(1 - \frac{\gamma - 1}{2} \frac{V^2}{c_A^2} \right) \quad (1)$$

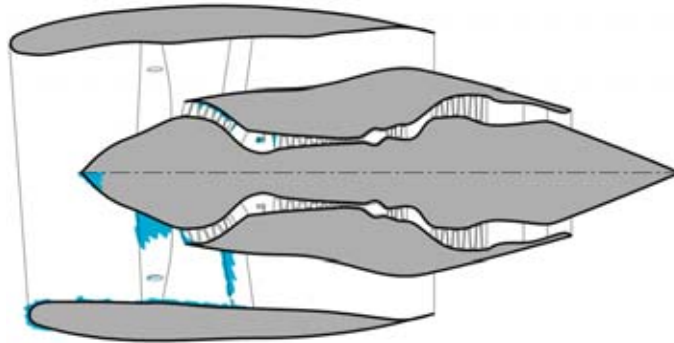
gdzie:

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].



Rys. 1. 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)

Fig. 1. Zones of turbofan icing during a flight in the atmosphere with supercooled water (lower part of figure) and in the atmosphere with ice crystals (higher part of figure)

Lód osadzający się na elementach zespołu napędowego - w zależności od jego konstrukcji na ściankach chwytu powietrza i kanału wlotowego, kołpaku, łopatkach wirnikowych i kierowniczych, czujnikach umieszczonych we wlocie itp. - zmniejsza masowe natężenie przepływu powietrza, pogarsza warunki opływu aerodynamicznie ukształtowanych części silnika, zatyka czujniki. W efekcie może to doprowadzić do przegrzania łopatek turbiny, niestatecznej pracy sprężarki, a w konsekwencji do automatycznego wyłączenia silnika przez układ sterowania. Odrływające się bryły lodu mogą mechanicznie niszczyć łopatki sprężarki, a miękki lód może wyłączyć silnik poprzez gwałtowne odparowanie w komorze spalania i zerwanie płomienia [1, 10].

Osobnym, nierozwiązanym dotychczas problemem jest wyłączenie się silników (lub

samoczynne zmniejszanie ich ciągu do zakresu biegu jałowego) samolotów latających na dużych wysokościach w atmosferze zawierającej kryształki lodu. Podejrzewa się, że lód ten dostając się do silnika ogrzewa się, zmienia stan skupienia na ciekły, a następnie ponownie zamarza zatykając czujniki pobierające powietrze z za sprężarki niskiego ciśnienia do układu sterowania [11, 12, 13].

2. Rozmieszczanie czujników instalacji przeciwooblodzeniowych

Typowe rozmieszczenie czujników instalacji przeciwooblodzeniowej można pokazać na przykładzie śmigłowca Mi-8. Załoga śmigłowca ma do dyspozycji wizualny wskaźnik oblodzenia znajdujący się po lewej stronie kabiny. Instalacja przeciwooblodzeniowa (podczas czuwania w trybie automatycznym) włączana jest po wykryciu oblodzenia przez izotopowy czujnik oblodzenia RIO-3 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.

W podobny sposób rozmieszczane są czujniki instalacji przeciwooblodzeniowych na innych statkach powietrznych, np. czujniki automatyczne w przedniej części kadłuba (Airbus A310, BAe JetStream 4100, Boeing 737, Piaggio Avanti II i in.), czujniki automatyczne na krawędzi natarcia skrzydeł oraz wskaźniki wizualne w przedniej części kadłuba (ATR 42, ATR 72), czujniki automatyczne w przedniej części kadłuba oraz na górnej powierzchni skrzydeł (Embraer Legacy), czujniki automatyczne na górnej powierzchni skrzydeł (MD-80), wskaźniki wizualne z dodatkową sygnalizacją świetlną na ramie między szybami kabiny załogi (Airbus A320, A330, A340). Jedynie w nielicznych statkach powietrznych czujniki są montowane we wlotach do silników, np. w MD-81 i kiedyś w Mi-8, Jak-40 i Tu-154 [2-7, 10, 14]. W samolotach i śmigłowcach radzieckich po pewnym czasie zaprzestano montażu czujników we wlotach silników, a w statkach powietrznych innych państw także ich się tam nie umieszcza, co wynika prawdopodobnie z nieprawidłowego ich działania.

Takie a nie inne rozmieszczanie czujników wielokrotnie było przyczyną wypadków i katastrof lotniczych na świecie wynikających z tego, że załoga nieświadoma tworzenia się lodu w silnikach bez widocznych objawów oblodzenia płatowca zapominała o ręcznym włączeniu instalacji przeciwooblodzeniowej silników w odpowiednich warunkach atmosferycznych [1, 10].

3. Zabezpieczanie silników przed oblodzeniem

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 od -1 do -9°C, a zawartość ciekłej wody w postaci kropeł o średniej średnicy efektywnej nie mniejszej niż 20 mikrometrów nie może być mniejsza niż 0,3 g/m³ [8].

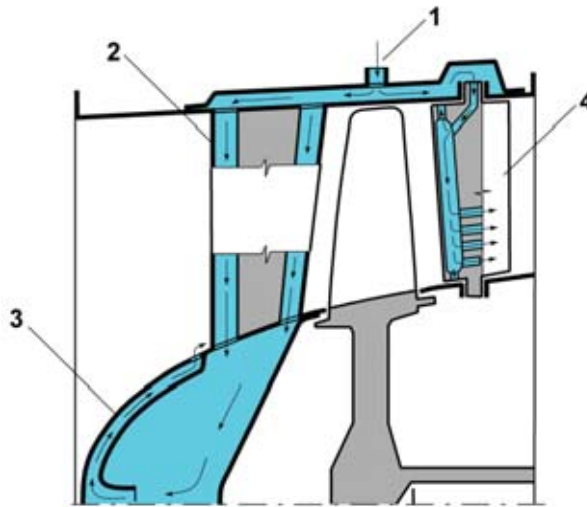
Oblodzeniu elementów zespołów napędowych statków powietrznych zapobiega się poprzez stosowanie instalacji przeciwooblodzeniowych. W przypadku silników odrzutowych zwykle stosowane są instalacje przeciwooblodzeniowe zasilane powietrzem pobieranym ze sprężarki. W silnikach śmigłowych oraz śmigłowcowych,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

np. elektryczne, pneumatyczne, olejowe lub mieszane.

W silnikach wyposażonych w ciepłe instalacje przeciwołodziowe 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. 2). Żebra znajdujące się we wlocie ogrzewane są zazwyczaj na całej wysokości i na 1/3 szerokości od krawędzi natarcia. Często dla zwiększenia efektywności ogrzewania wewnątrz drążonych części żeber umieszcza się deflektory.

Łopatki wlotowego wieńca kierownic ogrzewane są w zależności od konstrukcji - łopatki stałe ogrzewane są najczęściej na 1/3 szerokości, natomiast łopatki nastawne wymagają także ogrzewania w pobliżu krawędzi spływu. W tych ostatnich gorące powietrze doprowadzane kanałem wewnątrz osi obrotu przepływa kanałami w piórze łopatki i wypływa poprzez szczeliny na krawędzi spływu. Kołpak ogrzewany jest w taki sposób, że gorące powietrze doprowadzane jest przewodami rurowymi od żeber przede wszystkim do jego przedniej części, na której następuje najbardziej intensywne osadzanie się lodu. Dalej przepływa ono między podwójnymi ściankami kołpaka i dostaje się do kanału przepływowego silnika otworami w końcowej części kołpaka.

Uważa się, że działanie instalacji przeciwołodziowej 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 przeciwołodziowe 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.



Rys.2. Schemat ogrzewania gorącym powietrzem sprężarki silnika turbinowego (1 – dopływ gorącego powietrza z za sprężarki, 2 – łopatki wlotowego wieńca kierownic, 3 – kołpak, 4 – łopatki nastawnego wieńca kierownic)

Fig. 2. A hot air anti-icing system of turbojet compressor: 1 - hot air entry from compressor, 2 - inlet guided vanes, 3 - cone, 4 - guided vanes

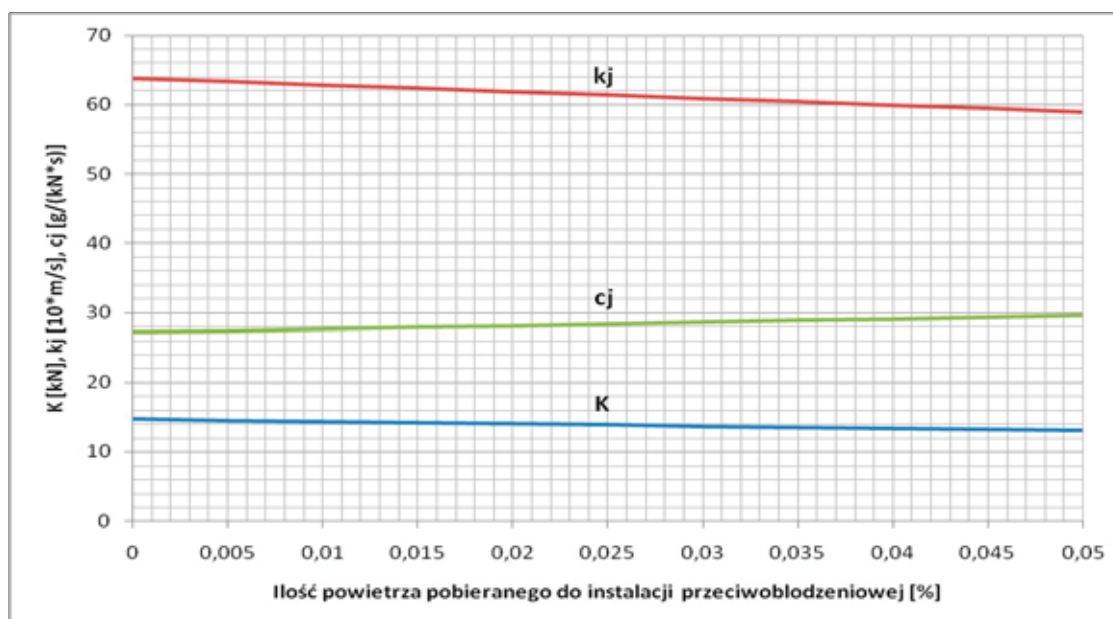
Podczas lotu w warunkach oblodzenia instalacja przeciwołodziowa silników powinna być włączona, przy czym należy ją włączać przed wejściem w strefę oblodzenia i wyłączyć po wyjściu statku powietrznego z tej strefy. Najczęściej stosowane instalacje przeciwołodziowe, zasilane powietrzem pobieranym ze sprężarki, 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 przeciwołodziowej uzależniona jest od zakresu pracy silnika. Z tego powodu przy małej efektywności jej działania może wynikać konieczność zwiększenia zakresu pracy silnika. W silnikach z cyfrowymi systemami sterowania w przypadku włączenia instalacji przeciwołodziowej (silnika lub płatowca) automatycznie zmniejszany jest limit stosunku

ciśnienia za turbiną do ciśnienia na wlocie do sprężarki i zwiększana jest wartość tego stosunku na zakresie biegu jałowego.

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.

Przeprowadzone w środowisku GasTurb symulacje dla silnika K-15 (silnik ten wybrano ze względu na dostępność dużej ilości danych i charakterystyk) wykazały, że pobieranie 1% masowego natężenia przepływu powietrza na potrzeby instalacji przeciwooblodzeniowej powoduje spadek ciągu o 1,93%, spadek ciągu jednostkowego o 1,23% i wzrost jednostkowego zużycia paliwa o 1,53% (Rys. 3).



Rys.3. Zmiana ciągu (K), ciągu jednostkowego (kj) i jednostkowego zużycia paliwa (cj) w zależności od ilości powietrza pobieranego do instalacji przeciwooblodzeniowej - na przykładzie silnika K-15

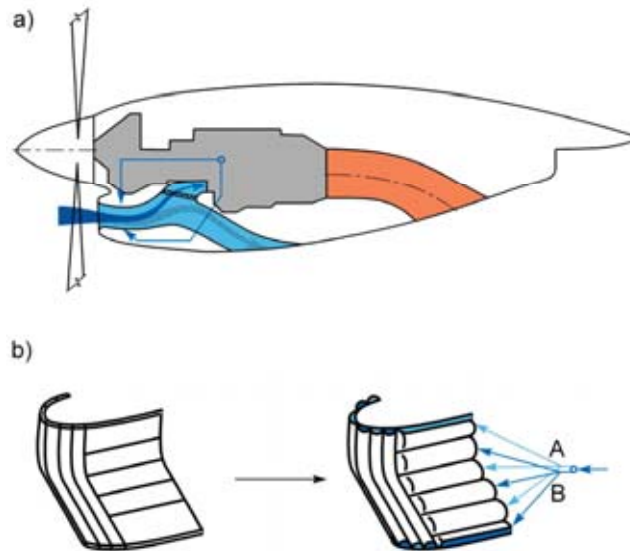
Fig. 3. The relationship between thrust (K), specific thrust (kj), specific fuel consumption (cj) and quantity of air recirculation in hot air ice protection system (K-15 engine)

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 pneumatyczno-mechaniczne instalacje odladzające. Wykorzystywane są one zarówno do odladzania elementów płatowca, jak i wlotów silników (Rys. 4). 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. Kanały pneumatycznej instalacji odladzającej mogą być ułożone wzdłużnie (np. wewnątrz kanału wlotowego w ATR 42, ATR 72) lub pierścieniowo (np. chwyt powietrza w ATR 42, ATR 72). Doprowadzenie powietrza powoduje odkształcenie kanałów i kruszenie lodu, którego kawałki unoszone są przez strumień powietrza

opływającego płotwiec lub wpływającego do wlotu. Dla uniknięcia zasysania kawałków 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 krzywoliniowym są pod wpływem oddziaływującej na nie siły odśrodkowej usuwane z powrotem do atmosfery i nie dostają się do silnika (Rys. 4a). Dla zapewnienia niezawodności działania instalacji powietrze ze sprężarki doprowadzane jest niezależnymi przewodami do naprzemiennie rozmieszczonych kanałów (Rys. 4b).

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 i odbywa się cyklicznie.

W podobny, do opisanego powyżej, sposób zabezpieczony jest przed oblodzeniem kołpak wentylatora turbinowego silnika odrzutowego BMW–Rolls Royce BR 700-710A2-20. W tym przypadku konstruktorzy uznali, że wystarczające jest umieszczenie odkształcalnej nakładki gumowej jedynie na wierzchołku stożka kołpaka, gdzie rozpoczyna się tworzenie powłoki lodowej. Powietrze doprowadzane ze sprężarki do nakładki kruszy lód, który pod wpływem sił odśrodkowych trafia do kanału zewnętrznego tego silnika.



Rys. 4. Schemat zabezpieczania przed oblodzeniem wlotu turbinowego silnika śmigłowego przy zastosowaniu bezwładnościowego odpylacza powietrza wlotowego (a) oraz instalacji pneumatyczno-mechanicznej (b)

Fig. 4. Inertial (a) and pneumo-mechanical (b) ice protection systems of turboprop engine

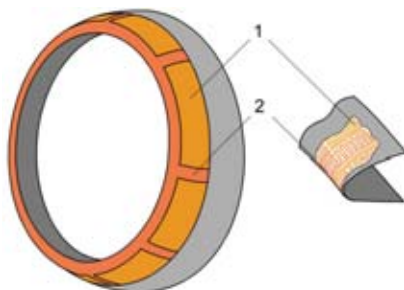
Niektóre silniki wyposażone są w elektryczne instalacje przeciwooblodzeniowe wlotów. W takim przypadku między warstwami laminatu szklanego umieszczone są elementy grzejne, z których część po włączeniu instalacji zasilana jest w trybie ciągłym (krawędź wlotu), a część w trybie przerywanym (Rys. 5).

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. 6).

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

kropki wody usuwając je na zewnątrz (Rys. 4, Rys. 6).

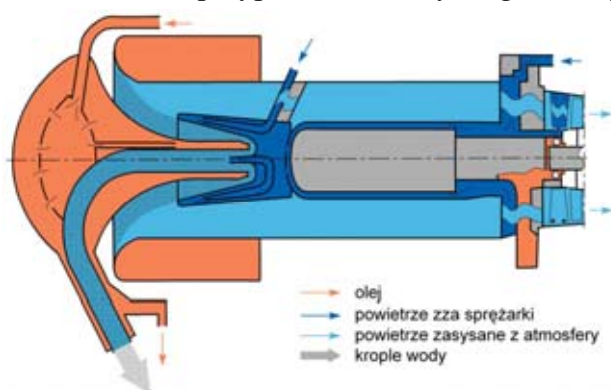
W niektórych silnikach wykorzystuje się instalacje mieszane, w których łopatki wlotowego wieńca kierownic i kołpak ogrzewane są powietrzem, a żebra przedniej podpory olejem (Rys. 6). Ponadto stosuje się specjalne pokrycia obniżające możliwość osadzania się lodu na elementach wlotu silnika i przedniej części sprężarki.



Rys. 5. Schemat ogrzewania wlotu silnika turbinowego przy zastosowaniu elektrycznej instalacji przeciwołodziowej - elementy ogrzewane w sposób ciągły (1) i przerywany (2)

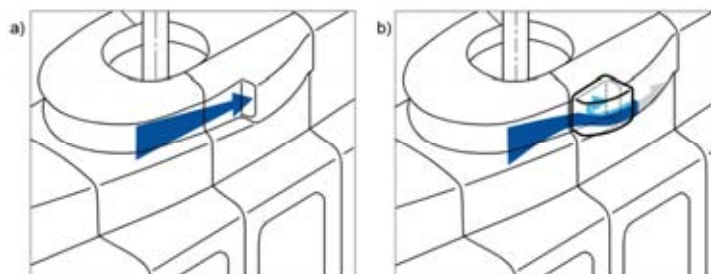
Fig. 5. An electrical anti-icing system of gas turbine engine inlet –continuous (1) and periodically (2) panels heated

Lekkie śmigłowce (np. Bell 206, Bell 407) operujące w rejonach polarnych często przystosowuje się do eksploatacji podczas opadów śniegu poprzez montowanie specjalnych deflektorów zabezpieczających wloty do silników (Rys. 7) oraz układów zapewniających automatyczne uruchomienie silników w przypadku samoczynnego ich wyłączenia się.



Rys. 6. Schemat mieszanego ogrzewania wlotu do sprężarki turbinowego silnika śmigłowcowego wyposażonego w bezwładnościowy osiowo-symetryczny promieniowy odpylacz powietrza wlotowego

Fig. 6. Mixed ice protection system of turboshaft with inertial dust separator



Rys. 7. Zabezpieczanie wlotu turbinowego silnika śmigłowcowego przed zasysaniem śniegu - wlot bez deflektora (a) oraz wlot wyposażony w deflektor (b)

Fig. 7. A helicopter air intake without (a) and with (b) a snow deflector

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 marznącego deszczu lub w 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.

Ze względu na fakt, że w układach sterowania silnikami, także cyfrowymi, oprócz czujników elektrycznych stosuje się również inne typy czujników, np. pneumatyczne, stosuje się także ogrzewanie wybranych czujników (przede wszystkim czujników mierzących ciśnienie i temperaturę w przekroju wlotowym sprężarki).

4. Wnioski

Instalacje przeciwobladzeniowe projektuje się uwzględniając specyfikę różnych rodzajów statków powietrznych i ich zespołów napędowych. Przeważnie spełniają one stawiane przed nimi zadania, a ograniczenia ich działania są znane - zostały też opracowane sposoby unikania wynikających z nich sytuacji niebezpiecznych. Nierozwiązanym dotychczas problemem technicznym jest wyłączanie się silników (lub samoczynne zmniejszanie ich ciągu do zakresu biegu jałowego) samolotów latających na dużych wysokościach w atmosferze zawierającej kryształki lodu, niemniej silniki te zwykle udaje się uruchomić w powietrzu po obniżeniu wysokości lotu [11, 12 13]. Mimo wszystko wciąż dochodzi do wypadków i katastrof spowodowanych przez oblodzenie lotniczych silników turbinowych. Główną ich przyczyną są popełniane przez członków załóg lub personel naziemny błędy wynikające z nieznamomości lub nieprzestrzegania zasad eksploatacji statków powietrznych [10].

Wyniki dotyczące obladzania lotniczych silników turbinowych uzyskano w ramach pracy naukowej finansowanej ze środków na naukę w latach 2006-2008 jako projekt badawczy Nr 4 T12D 016 30.

Literatura

- [1] *Analiza i badania związane z wypadkiem śmigłowca Mi-8P dla potrzeb KBWL MON*, Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa 2004.
- [2] *ATR 42 Model 400/500 Flight Crew Operational Manual*, 1995.
- [3] *ATR 72 Flight Crew Operational Manual*, 1996.
- [4] *BAe JETSTREAM Series 4100*, Manufacturers Operating Manual, Vol. 4, BAE Systems, 1992.
- [5] *Be Prepared for Icing*, ATR Training Centre, 2003.
- [6] *Bombardier Global 500, Flight Crew Operating Manual*, 2005.
- [7] *C-295 Technical Review*, EADS Military Transport Aircraft, 2007.
- [8] *Certifications Specifications for Large Aeroplanes, CS-25*, EASA, Amendment 2, 02.10.2006.
- [9] Chachurski, R., *Analysis of aircraft powerplants icing possibility*, Journal of KONES 2007, Vol. 14, Warszawa 2007.
- [10] Chachurski, R., *Zdarzenia lotnicze związane z oblodzeniem silników turbinowych*, XIII Ogólnopolska Konferencja, Mechanika w Lotnictwie, Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej, Kazimierz Dolny 2008.
- [11] Chop, P., Mason, J., Strapp, W., *Ice Particle Threat to Engines in Flight*, 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 9-12 January 2006, Reno 2006.
- [12] *Four Engines Flameout Over West Australian Desert*, Flight Safety Digest, Flight Safety Foundation, 10/1992, Alexandria, Virginia, USA, 1992.
- [13] Mason, J., *Engine Power Loss In Ice Crystal Conditions*, Aero Quartely, 04/2007, Boeing, 2007.
- [14] Piaggio, P., *180 AVANTI II*, Pilot Operating Handbook, Piaggio Aero, 2006.
- [15] Wiatrek, R., *Teoria silników lotniczych*, WAT, Warszawa 1983.