

Płk mgr inż. Zbigniew Drozdowski

Mjr mgr inż. Cezary Musiał

Inspektorat MON ds. Bezpieczeństwa Lotów

Silniki TW2-117 swoistym sygnalizatorem oblodzenia

Autorzy nawiązują do artykułu płk. dypl. pil. Ryszarda Michałowskiego *Oblodzenie wciąż groźne*, zamieszczonego w numerze 4/2004 „Przeglądu WLOP”, dotyczącego awarii śmigłowca *Mi-8 z 36. specjalnego pułku lotnictwa transportowego zaistniałej 4 grudnia 2003 roku. Przedstawiają wyniki badań podkomisji technicznej KBWL MON przeprowadzonych w związku z tą awarią.*

Śmigłowiec *Mi-8P* to statek powietrzny produkcji radzieckiej skonstruowany w układzie jednowirnikowym ze śmigłem ogonowym, napędzany dwoma silnikami turbinowymi *TW2-117* o maksymalnej mocy 1500 KM każdy. Śmigłowiec jest przystosowany do transportu 28 pasażerów. Jego maksymalny udźwig wynosi 4000 kg, a prędkość: maksymalna – 250 km/h, przelotowa – 225 km/h.

Śmigłowiec jest wyposażony w instalacje przeciwooblodzeniowe płatowca i silników oraz układ automatycznej rejestracji parametrów lotu *SARPP-12DIM* zapisujący 6 parametrów lotu w trybie ciągłym.

Instalacje przeciwooblodzeniowe płatowca i silników składają się z następujących układów: przeciwooblodzeniowego łopata wirnika nośnego i śmigła ogonowego, przeciwooblodzeniowego szyb kabiny załogi i przeciwooblodzeniowego tuneli wlotowych silników oraz łopatek aparatów kierujących pierwszego stopnia sprzężarek i tuneli wlotowych.

Zasada działania układów przeciwooblodzeniowych łopata wirnika nośnego i śmigła ogonowego oraz szyb kabiny załogi polega na zamianie energii elektrycznej w ciepłą. Układ przeciwooblodzeniowy tuneli wlotowych silników działa na zasadzie wykorzystywania ciepła powietrza wytwarzanego przez silniki *TW2-117*. Ciepło to, doprowadzane do tuneli i ich części wlotowych, zapewnia właściwą pracę silnika w warunkach niskich temperatur i dużej wilgotności otaczającego powietrza – chroni wlotowe części silników przed wystąpieniem na nich powłoki lodowej.

Na śmigłowcu zamontowany jest sygnalizator oblodzenia *RIO-3*, który w wypadku pojawienia się oblodzenia automatycznie włącza instalację przeciwooblodzeniową. Kiedy na powierzchni czulej trzpienia pojawi się warstwa lodu, słabnie promieniowanie beta radioaktywnego izotopu, do bloku elektrycznego przekazywany jest wtedy impuls (napięcie) do włączenia instalacji. Jeśli warstwa lodu narasta w tym czasie także na profilach aparatu kierującego, zostaje zakłócony wpływ powietrza na łopatkach sprężarki, na ich powierzchni powstają zaburzenia, co może spowodować pompaż silnika, a w następstwie jego zgaśnięcie.

Aby zapobiec takiej sytuacji, instrukcja użytkownika śmigłowca w locie zobowiązuje załogę do włączenia instalacji przeciwooblodzeniowej na zakres pracy „RĘCZNY” na 2 - 3 minuty przed wejściem w chmury lub w strefę oblodzenia. Podczas lotu śmigłowca *Mi-8P* nr 632 z Wrocławia do Warszawy w dniu 4 grudnia 2003 roku instalacja przeciwooblodzeniowa była przez cały czas włączona na zakres pracy „AUTOMAT”.

Śmigłowce *Mi-8* i *Mi-17* należą do najbardziej niezawodnych maszyn w swej klasie, co potwierdzają dane eksploatacyjne i statystyki światowe. Przyczyny wypadków tych śmigłowców są różne: od nieprzestrzegania regulaminu lotów, nadmiernej eksploatacji (przeważnie przez cywilne firmy w krajach o stosunkowo niskiej kulturze lotniczej), poprzez kolizje podczas wykonywania lotów grupowych aż do zderzeń z ptakami czy zahaczeń o linie wysokiego napięcia. Można więc

mówić, że są to wypadki spowodowane czynnikiem ludzkim bądź warunkami zewnętrznymi (np. pogodą). Wśród zdarzeń lotniczych, których przyczyną była niesprawność silnika, przeważają stosunkowo niegroźne sytuacje, gdy pilot po sygnale o niesprawności z pokładowego układu ostrzegania o sytuacjach szczególnych w locie lądował awaryjnie bez następstw dla życia załogi i pasażerów (tego typu lądowania przeważnie nie muszą być wykonywane, gdyż śmigłowce mogą kontynuować lot tylko z jednym sprawnym silnikiem). Niebezpieczne są te zdarzenia, które zaistniały w wyniku równoczesnego wyłączenia się obydwu silników. Prawdopodobieństwo, że do takich zdarzeń dojdzie z przyczyn technicznych można uznać za małe, gdyż prawie zawsze przyczyną takich zdarzeń są czynniki środowiskowe (warunki atmosferyczne, zderzenia z ptakami), a więc czynniki, których nie da się wyeliminować, lub czynnik ludzki.

Analizowany wypadek śmigłowca *Mi-8P* był bardzo podobny do wypadku czeskiego *Mi-8*, który wydarzył się 28 października 2001 roku. Do zdarzenia doszło w godzinach wieczornych podczas lotu wykonywanego na wysokości 300 metrów w niekorzystnych warunkach atmosferycznych. Załoga po zgaśnięciu obydwu silników i braku jakiegokolwiek sygnalizacji zewnętrznej zdołała bezpiecznie wylądować sposobem awaryjnym. Na podstawie badań przyczyn wypadku ustalono, że styki instalacji sygnalizującej brak paliwa w zbiorniku rozchodowym były pokryte tlenkiem srebra, co uniemożliwiło jej prawidłowe zadziałanie. Czeska komisja badania wypadków lotniczych stwierdziła, że pompy przepompowujące paliwo działały prawidłowo, ale AZS włączenia pompy przepompowującej był po wypadku ustawiony w położeniu „WYŁĄCZONY”, co może sugerować, że załoga nie włączyła go przed lotem.

Podobne zdarzenie odnotowano także w lotnictwie Sił Zbrojnych RP dwadzieścia lat temu, choć mniej groźne w skutkach. 1 grudnia 1983 roku podczas lotu śmigłowca *Mi-8T* nr 615 z 37. pśt zaistniała przesłanka szczególnego rodzaju – „I”.

Załoga wykonywała lot po trasie Mirosławiec – Jaworze – Poznań – Łęczyca z pasażerami na pokładzie. Śmigłowiec wystartował o godzinie 9.20, lot odbywał się w DZWA na wysokości około 100 metrów z prędkością przelotową 210 km/h.

Okolo 30 minut po starcie wystąpił lekki opad śniegu, dowódca załogi polecił technikowi pokładowemu włączyć podgrzew tuneli wlotowych silników na zakres pracy „RĘCZNY”. Po niespełna 8 minutach lotu załoga usłyszała huk od strony silników. Śmigłowiec zaczął gwałtownie przepadać i jednocześnie przechylać w prawo oraz pochylać w dół. Zaczęła zmniejszać się prędkość obrotowa lewego silnika i wirnika nośnego. Dowódca załogi natychmiast przestawił dźwignię skoku i mocy w dół w celu zwiększenia prędkości obrotowej wirnika nośnego (odciążenia wirnika nośnego), a gdy stwierdził, że wyłączył się lewy silnik, polecił technikowi wyłączyć zawór odcinający i przeciwpożarowy lewego silnika.

Załoga wyprowadziła śmigłowiec ze zniżania na wysokości 50 - 70 metrów. Dowódca załogi, po upewnieniu się, że parametry pracy prawego silnika oraz wirnika nośnego są zgodne z określonymi w warunkach technicznych, przerwał wykonywanie zadania i podjął decyzję o lądowaniu na lotnisku zapasowym w Powidzu.

Dalszy lot przebiegał bez następstw, a załoga o godzinie 10.10 wylądowała na lotnisku na drodze startowej sposobem samolotowym.

Przyczyną opisanej przesłanki było zbyt późne włączenie przez załogę instalacji przeciwołodziowej — ogrzewania tuneli wlotowych silników po wejściu w strefę opadu śniegu. Spowodowało to, że utworzona na łopatkach wlotowego aparatu kierującego warstwa lodu oderwała się i wpadła do silnika, w efekcie czego zaburzony został przepływ powietrza w sprężarce, to zaś doprowadziło do zgaśnięcia silnika.

Podczas badania zdarzenia okazało się, że istnieje rozbieżność między polską instrukcją *Śmigłowiec Mi-8. Technika pilotowania*

a wydawnictwem rosyjskim *Wiertolot Mi-8. Instrukcja eksploatacji i technicznego obsługiwanija*. W tym ostatnim, w rozdziale *Polot w zonie obledienienija (Lot w strefie oblodzenia)*, nakazywano bezwzględnie włączyć podgrzew tuneli wlotowych powietrza do silników w temperaturze $+5^{\circ}\text{C}$ i niższej, natomiast zabraniano włączania podgrzewu, jeśli śmigłowiec już znalazł się w strefie oblodzenia.

Wypadki śmigłowców *Mi-8*, które zaistniały w przeszłości i których bezpośrednimi przyczynami było równoczesne zgaśnięcie obydwu silników, można zaliczyć do trzech grup, mianowicie:

- spowodowanych błędem załogi – niewłaściwym AZS pompy przepompowującej,
- zaistniałych w wyniku niewłaściwej techniki pilotowania (przy nadmiernym obciążeniu wirnika nośnego elektroniczny układ regulacji wyłączył silnik ze względu na możliwość przekroczenia dopuszczalnej temperatury gazów za turbiną),
- spowodowanych nieumiejętnym użytkowaniem instalacji przeciwołodziowej w warunkach bardzo dużej wilgotności i w temperaturze otoczenia $0 - 5^{\circ}\text{C}$ (niewłaściwe instalacji przeciwołodziowej w takich warunkach na zakres pracy „RĘCZNY” powoduje gwałtowne osadzenie się lodu na wlotach powietrza do silników i w konsekwencji wyłączenie się silników w wyniku pompazu).

Wracając do analizowanej awarii śmigłowca *Mi-8* z 36. splt, przypomnę, jak wykonywano obsługi i zabezpieczano lot tego śmigłowca. 4 grudnia 2003 roku o godzinie 0.10 załoga wystartowała do lotu po trasie Warszawa – Katowice. Wylądowała w Katowicach o godzinie 1.18. Po wykonaniu obsługi polotowej i zatankowaniu 900 litrów paliwa załogę przewieziono do hotelu na odpoczynek. Tego samego dnia o godzinie 9.25, po wykonaniu obsługi startowej, załoga wystartowała do Kleszczowa. Wylądowała tam po 24 minutach lotu, czyli o godzinie 9.49. Załoga wykonała obsługę startową i, zajmując miejsca w śmigłowcu, oczekiwała na pasa-

żerów. Po ich przybyciu, o godzinie 10.52 śmigłowiec wystartował do miejscowości Lubin. Jednak ze względu na złe warunki pogodowe śmigłowiec o godzinie 11.50 wylądował na lotnisku we Wrocławiu. Tam załoga odtworzyła gotowość śmigłowca, wykonując obsługę startową, w ramach której zatankowała 1350 litrów paliwa zawierającego dodatek antykrystaliczny *Bikanol M-2*. Lot powrotny do Warszawy załoga rozpoczęła o godzinie 17.03.

Geometria zderzenia śmigłowca po lądowaniu autorotacyjnym – proces niszczenia konstrukcji

Śmigłowiec lądował awaryjnie, wykorzystując zakres autorotacji, w terenie zalesionym w pobliżu miejscowości Pilawa, przy trasie Radom – Warszawa. Wrak śmigłowca leżał w płytkim rowie o głębokości około 1,5 metra i szerokości w górnej części około 3 metrów, zwrócony w kierunku odpowiadającym kursowi 130° .

Pierwszymi przeszkodami terenowymi, na jakie natrafił śmigłowiec, były drzewa o wysokości około 20 m (schemat lotu autorotacyjnego przedstawiono na rys. 5). Przyjęto zatem, że proces niszczenia konstrukcji śmigłowca zapoczątkowany został w momencie zahaczenia wirującym śmigłem ogonowym o wierzchołek najpierw drzewa rosnącego w odległości około 120 metrów od miejsca, w którym leżał wrak śmigłowca, a następnie o drzewo znajdujące się w odległości około 68 metrów od wraku. Zahaczenie o drzewa spowodowało wyhamowanie prędkości obrotowej wirnika nośnego.

Z zapisu pokładowego rejestratora parametrów lotu wynika, że śmigłowiec zniżył się z pochyleniem 11° „na ogon” oraz przechyleniem 9° w prawo. Zmniejszająca się prędkość obrotowa wirnika nośnego oraz duża prędkość pionowego opadania spowodowały, że zachwiana została równowaga momentów sił – nośnej, ciężkości, bezwładności i odśrodkowej – działających na łopaty wirnika nośnego. W wyniku zmniejszenia się

Fot. 1. Łopaty wirnika nośnego obrócone o kąt -135° względem przegubów osiowych piasty wirnika nośnego. Strzałką zaznaczono kierunek obrotu



prędkości obrotowej wirnika nośnego zmniejszyła się też siła odśrodkowa, a co za tym idzie jej moment, w efekcie czego zwiększył się kąt wzniosu łopat wirnika nośnego. Po przekroczeniu krytycznego kąta wzniosu oraz, dodatkowo, pod wpływem oporu powietrza działającego na dolne powierzchnie łopat, łopaty obróciły się względem przegubów osiowych i zaklinowały z ujemnym kątem nastawienia około -135° . W wyniku tego – jak stwierdzono podczas oględzin wraku śmigłowca – krawędzie spływu stały się krawędziami natarcia.

Na wysokości około 5 metrów spadający śmigłowiec uderzył przednią oszkloną częścią kadłuba w kolejne drzewo, które – wyginając się – wyhamowało całkowicie prędkość postępową śmigłowca i wbiło się około 1,5 metra w głąb kabiny załogi. Śmigłowiec z nieruchomym wirnikiem nośnym osunął się po pniu drzewa, jednak siła uderzenia w ziemię była tak duża, że pod wpływem ciężaru zespołu napędowego i przekładni głównej kadłub uległ dalszemu zniszczeniu (schemat miejsca lądowania przedstawiono na rys. 4).

Fot. 2. Sprawna piasta wirnika nośnego – łopaty wirnika nośnego znajdują się w położeniu neutralnym



Ustalenia komisji dotyczące oceny sprawności śmigłowca

W celu zweryfikowania sformułowanych na początku badania hipotez komisja przeprowadziła liczne badania i ekspertyzy, takie jak:

1. Przegląd optyczny oraz ocena stanu technicznego traktu gazowego silników *TW2-117* śmigłowca *Mi-8* nr 632.

2. Próby i badania silników na hamowni WZL-3 Dęblin.

3. Sprawdzenie parametrów następujących zdemontowanych ze śmigłowca urządzeń:

- ♦ regulatorów temperatury *URT-27*,
- ♦ pompy paliwowej *PCR-1Sz*,
- ♦ termometru *TW-45*,
- ♦ sygnalizatora oblodzenia *RIO-3*,
- ♦ pompy paliwowej *ECN-75B*.

4. Określenie koncentracji pierwiastków metalicznych w produktach zużycia zawartych w próbkach oleju *Castrol 98* pobranych z instalacji olejowych silników śmigłowca i przekładni głównej oraz oleju hydraulicznego *ASF 41*.

5. Badania laboratoryjne wybranych właściwości fizykochemicznych płynów eksploatacyjnych: próbek paliw do turbinowych silników lotniczych *Jet-A1*, oleju lotniczego *Castrol 98* oraz oleju hydraulicznego *Aero Shell Fluid 41*, pobranych z instalacji śmigłowca oraz z instalacji dystrybucyjnych na lotniskach, na których śmigłowiec był tankowany przed awarią.

6. Badania silnika turbinowego *TW2-117* na hamowni zakładu remontowego WZL-3 Dęblin w celu określenia wpływu oblodzenia wlotu płatowcowego i aparatu kierownic sprężarki na podstawowe parametry pracy silnika oraz działania ograniczników maksymalnej temperatury gazów wylotowych (T_3) przed turbiną sprężarki *URT-27* obydwu silników.

7. Badania wlotu w skali 1:1 w swobodnym opływie w warunkach stałej temperatury otoczenia oraz modelu wlotu w opływie z wymuszonym przepływem wewnętrznym.

Podczas przeglądu zewnętrznego silników nie stwierdzono uszkodzeń, które mogłyby być spowodowane przez ciało obce zassane

do traktu gazowego i które mogłyby wpłynąć na niewłaściwą pracę silnika podczas lotu.

Po zdemontowaniu silników stwierdzono, pokręcając wałami, że pędnie obu silników obracają się płynnie, bez zacięć i oporów. W hangarach dokonano szczegółowego przeglądu stanu technicznego traktu gazowego silników (sprężarek, komór spalania i turbin) i stwierdzono, że silniki są w dobrym stanie technicznym, nie wykryto ani uszkodzeń traktu gazowego, ani ciał obcych. Na podstawie przeglądów oceniono, że można uruchomić silniki i wykonać odpowiednie próby na hamowni.

Próby takie przeprowadzono w zakładzie remontowym WZL-3 Dęblin – wszystkie parametry pracy były zgodne z parametrami określonymi w warunkach technicznych.

Na podstawie przeprowadzonych badań stwierdzono, że obydwa silniki były sprawne technicznie oraz że nie było związku przyczynowego między stanem technicznym silników a ich samoczynnym wyłączeniem się podczas lotu w dniu 4 grudnia.

W takiej sytuacji pozostała do zweryfikowania hipoteza wskazująca jako przyczynę awarii oblodzenie tuneli wlotowych silników oraz łopatek wlotowych aparatów kierujących sprężarek.

Bardzo szczegółowo i wszechstronnie sprawdzono więc instalację przeciwooblodzeniową śmigłowca.

Na podstawie analizy położenia wyłączników, przełączników, automatów zabezpieczenia sieci (fot. 3) oraz stanu włókien żarówek lampek sygnalizacyjnych instalacji przeciwooblodzeniowej zamontowanych na pulpitych w kabinie pilotów ustalono, że układ sygnalizujący wystąpienie oblodzenia był włączony, a instalacja działała na automatycznym zakresie pracy.

Oznacza to, że po zadziałaniu układu sygnalizującego pojawienie się oblodzenia zostałoby w sposób automatyczny włączone ogrzewanie wlotu prawego silnika i łopatek wlotowego aparatu kierującego oraz łopatek wirnika nośnego i śmigła ogonowego. Zostałoby to zasygnalizowane zaświeceniem się



Fot. 3. Położenie dźwigni przełączników i wyłączników w kabynie pilotów śmigłowca

lampek. W celu włączenia układu ogrzewania lewego silnika należy przestawić dźwignię wyłącznika w położenie „WŁĄCZONE”.

Analiza stanu technicznego włókien żarówek lampek sygnalizacyjnych instalacji przeciwooblodzeniowej pozwoliła na stwierdzenie, że żadna z nich nie świeciła się w chwili przyziemienia.

W wypadku takiej konfiguracji elementów sterujących instalacją przeciwooblodzeniową powinna zadziałać automatycznie po wystąpieniu oblodzenia sygnalizowanego przez sygnalizator oblodzenia RIO-3.

Stan techniczny sygnalizatora oblodzenia RIO-3 sprawdzono kompleksowo w zakładzie remontowym WZL-1 w Łodzi przez wykonanie dwukrotnie pomiarów parametrów.

W trakcie pierwszego pomiaru parametrów pozytywny wynik sprawdzenia uzyskano po złożeniu dwóch imitatorów lodu sektorami nr 2, co odpowiada grubości lodu 0,8 milimetra. Zgodnie z warunkami technicznymi sygnalizacja oblodzenia powinna zadziałać po przysłonięciu nadajnika izotopowego sektorem nr 2 już pojedynczego imitatora lodu (grubość lodu 0,4 milimetra). Otrzymany wynik świadczył o obniżeniu się czułości zadziałania sygnalizacji wystąpienia oblodzenia. Pozostałe parametry sygnalizatora były zgodne z określonymi w warunkach technicznych.

Drugiego pomiaru parametrów dokonano po wygrzaniu sygnalizatora oblodzenia – sygnalizator był przez półtorej godziny zasilany energią elektryczną.

Kiedy w trakcie sprawdzenia nadajnik izotopowy przysłonięto sektorem nr 2 pojedynczego imitatora lodu (grubość lodu 0,4 milimetra), sygnalizator sygnalizował wystąpienie oblodzenia w sposób niestabilny. W sposób wyraźny sygnalizacja zaświeciła się dopiero po przysłonięciu nadajnika sektorami nr 1 i nr 2 dwóch złożonych imitatorów lodu (odpowiada to grubości lodu 0,6 milimetra). Wynik tego sprawdzenia wskazywał, że sygnalizator działał w sposób bardziej czuły na skutek elektrycznego wygrzania. Pogorszenie wskazań parametrów było zaś efektem wilgoci, która oddziaływała na blok elektroniczny w sposób bezpośredni przez 48 godzin. Po drugim sprawdzeniu odnotowano niewielkie obniżenie się czułości sygnalizatora w stosunku do określonej w warunkach technicznych, jednak niemożliwe było ustalenie momentu wystąpienia tego obniżenia, tzn. czy obniżenie czułości nastąpiło podczas eksploatacji śmigłowca przed wypadkiem, czy też było efektem zmian wewnętrznych, jakie pojawiły się w bloku elektronicznym po wypadku w wyniku oddziaływania wilgoci i przeciążeń niespotykanych w czasie normalnej eksploatacji.

Dlatego też KBWL stwierdziła, że nie ma związku przyczynowego pomiędzy zaistniałą awarią a sprawnością i obsługą sygnalizatora oblodzenia *RIO-3* oraz instalacji przeciwooblodzeniowej śmigłowca.

Szczegółowym przeglądom poddano również silniki, nie stwierdzono jednak żadnych śladów, które mogłyby świadczyć o wystąpieniu oblodzenia. Z analizy sytuacji meteorologicznej wynikało zaś, że w rejonie lotniska Okęcie panowały warunki sprzyjające wystąpieniu oblodzenia.

Aby potwierdzić istnienie zależności między oblodzeniem łopatek wlotowego aparatu kierującego sprężarki a wyłączeniem się silnika, przeprowadzono próby oblodzenia silnika. W czasie tych prób, przeprowadzonych na hamowni w WZL-3, uzyskano oblodzenie tunelu wlotowego, które spowodowało, że silnik wyłączył się z charakterystycznym efektem akustycznym.

Ponadto zlecono Instytutowi Techniki Lotniczej WAT i ITWL wykonanie sprawdzeń oraz próby modelu wlotów silników i wentylatora w tunelu aerodynamicznym oraz próby oblodzenia silnika na hamowni. Sprawdzenia i próby miały dać odpowiedź na pytanie, czy było możliwe oblodzenie wlotów silników, łopatek wlotowych aparatów kierujących sprężark w warunkach atmosferycznych panujących podczas przelotu po trasie Wrocław – Warszawa nawet mimo niezadziałania sygnalizacji oblodzenia od czujnika sygnalizatora *RIO-3*.

W WAT wykonano takie badania, jak:

- obliczenia gazodynamiczne metodami uproszczonymi,
- pomiary rozkładu temperatur w tunelu wlotowym do silników oraz wentylatora w swobodnym przepływie,
- pomiary rozkładu temperatur we wlocie w opływie z wymuszonym przepływem wewnętrznym (dokonano ich w tunelu aerodynamicznym na modelu wlotów silników i wentylatora w temperaturach $+2\text{ }^{\circ}\text{C}$ i $-3\text{ }^{\circ}\text{C}$),
- analiza statystyczna wpływu oblodzenia na pracę silników turbinowych.

Przeanalizowano różne materiały źródłowe zawierające informacje o wpływie oblodzenia silników na pracę lotniczych silników turbinowych. Wykorzystano dane dotyczące różnego rodzaju badań, sprawozdań i raportów ze zdarzeń lotniczych, których przyczyną było wyłączenie silników.

Wyniki badań w locie i analiz statystycznych występowania oblodzenia prowadzonych od lat trzydziestych XX wieku w wielu krajach wskazują, że oblodzenie jest zjawiskiem przypadkowym, występującym z różnym prawdopodobieństwem dla różnych rodzajów chmur, przy czym podczas lotu statku powietrznego w chmurach typu stratocumulus w warunkach ujemnych temperatur otoczenia prawdopodobieństwo oblodzenia statku jest bardzo duże i wynosi 85%, przy czym prędkość narastania powłoki lodowej zawiera się w przedziale 0,5 - 2,0 mm/min.

Wzrost oporów przepływu wpływa na zmniejszenie masowego natężenia przepływu powietrza oraz sprężu, a tym samym powoduje zmniejszenie mocy silnika. Aby w warunkach zmniejszenia masowego natężenia przepływu powietrza zachować moc silnika niezbędną do utrzymywania stałej prędkości obrotowej wirnika nośnego, trzeba zwiększyć ilość paliwa podawanego do komory spalania. To prowadzi do znacznego wzrostu temperatury gazów przed turbiną, a w konsekwencji może spowodować przegrzanie elementów turbiny lub wyłączenie silnika przez układ ograniczający temperaturę przed turbiną.

Pojawienie się oblodzenia silnika, awarię lub nieefektywne działanie instalacji przeciwooblodzeniowej silnika można rozpoznać po znacznym wzroście temperatury przed turbiną, zmniejszeniu prędkości obrotowej wirnika oraz wzroście drgań lub objawach niestatecznej pracy sprężarki. W takim wypadku należy możliwie szybko wyjść ze strefy oblodzenia lub wyłączyć silnik.

Podczas lotu w warunkach oblodzenia instalacja przeciwooblodzeniowa silników powinna być włączona. Należy ją włączać przed wejściem w strefę oblodzenia i wyłączyć po

wyjściu statku powietrznego z tej strefy, przy czym trzeba pamiętać, że powietrzna instalacja przeciwooblodzeniowa (najczęściej stosowana) charakteryzuje się w porównaniu z instalacją elektryczną dużą bezwładnością cieplną, a to z powodu powolnego nagrzewania się chronionych powierzchni. Kiedy więc panują warunki, w których można się spodziewać oblodzenia, należy wcześniej włączyć instalację przeciwooblodzeniową.

Trzeba zdawać sobie sprawę, że nagle zassanie do wnętrza kanału przepływowego silnika turbinowego płata śrzyżu (to początkowe stadium powstawania pokrywy lodowej – błoto pośniegowe), a także śniegu, wody, gradu itp. (nawet w bardzo małej ilości, odpowiadającej 350 cm³ wody), może zgasić płomień w komorze spalania i spowodować wyłączenie silnika, a – często – nawet obu silników. Efektywnym środkiem zabezpieczającym przed dostawaniem się do kanału przepływowego silnika bryłek lodu i płatów śrzyżu (oraz śniegu, wody, gradu itp.) są bezwładnościowe odpylacze powietrza wlotowego lub wielofunkcyjne układy dolotowe, które pracując w trybie przeciwooblodzeniowym separują z powietrza wlotowego wszystkie cząstki lodu i usuwają je na zewnątrz.

Rozpatrując zagadnienie oblodzenia lotniczych zespołów napędowych, należy pamiętać, że w odróżnieniu od oblodzenia płatowca, które następuje w ujemnych temperaturach otaczającego powietrza, oblodzenie zespołów napędowych – powstające w wyniku przepływającego w kanale wlotowym z dużą prędkością powietrza, w efekcie czego obniża się temperatura powietrza w tym kanale – może pojawić się, gdy temperatura otoczenia jest dodatnia i zawiera się w zakresie od +5 °C do +10 °C. Dzieje się tak zwłaszcza podczas pracy silnika na ziemi lub gdy prędkość obrotowa silnika jest niewielka, natomiast wirnika nośnego duża (jak w przypadku silników śmigłowcowych). Ze względu na bezpieczeństwo lotu należałoby w kanałach wlotowych silników montować sygnalizatory oblodzenia działające niezależnie od sygnalizatorów płatowcowych, generalnie zaś we wszystkich

przypadkach, w których to możliwe, sygnalizatory oblodzenia należy ustawiać w kanałach wlotowych silników.

W przepisach FAR jako warunki do powstania oblodzenia zespołów napędowych przyjęto utrzymywanie się temperatury otoczenia (OAT) na ziemi lub podczas startu lub temperatury spiętrzenia w locie (TAT) równej 10 °C lub niższej oraz występowanie wilgoci widocznej w każdej postaci (np. jako chmury, mgła z widocznością 1 mili lub mniejszą, deszcz, śnieg, deszcz ze śniegiem, kryształki lodu). Oblodzenie może pojawić się także na ziemi lub podczas startu, gdy temperatura otoczenia wynosi 10 °C lub jest niższa i gdy płaszczyzny postoju, drogi kołowania oraz drogi startowe są pokryte śniegiem, lodem, stojącą wodą lub błotem pośniegowym. Wszystko to może zostać zassane do kanałów przepływowych silników lub może zamarać na silnikach, osłonach lub czujnikach silników.

Na podstawie analizy zdarzeń lotniczych ustalono, że piloci mogą popełniać błędy podczas rozpoznawania oblodzenia i podejmowania działań zapobiegających oblodzeniu silników. Piloci mogą źle zinterpretować warunki powstawania oblodzenia, gdy temperatura wynosi nieco powyżej 0 °C, szczególnie w nocy, gdy nie jest możliwe zaobserwowanie tworzenia się lodu.

Dane wskazują, że wiele zgaszeń silników w wyniku oblodzenia nastąpiło w czasie podchodzenia do lądowania i lądowania, a więc wtedy, gdy załoga jest znacznie obciążona. W takiej sytuacji pilotowi trudno jest rozpoznać oblodzenie i jednocześnie właściwie ustawić przełącznik zapłonu.

Instrukcja pilotowania stwierdza, że nie należy polegać na obserwacji oblodzenia płatowca – zbyt późne włączenie instalacji przeciwooblodzeniowej silników, gdy oblodzenie jest widoczne z kokpitu, może być przyczyną bardzo poważnych uszkodzeń silnika.

Producenci śmigłowców próbują różnymi metodami uniemożliwić zassanie śniegu i lodu do silników. Stosują specjalne separatory, zwrotne kanały wlotów, wewnętrzne przesłony, a na niektórych śmigłowcach – do-

datkowo – urządzenia automatycznego zapłonu, które uruchamiają silnik w razie jego zgaśnięcia.

W biuletynach zaleca się, żeby na samolotach, na których to możliwe, instalować na wlotach urządzenia zabezpieczające przed dostawaniem się lodu do kanału przepływowego silnika (chodzi o różnego rodzaju zmodyfikowane odpylacze bezwładnościowe), zakładać instalacje zapłonowe pracujące w sposób ciągły w warunkach oblodzenia i przez pewien czas po wyjściu ze strefy oblodzenia, rozszerzać zakres temperatury definiującej warunki oblodzenia oraz regulować używanie instalacji przeciwooblodzeniowej silników i układów zapłonowych w warunkach oblodzenia, a także ustalać procedury odladzania i przeglądu statków powietrznych na ziemi (w tym wlotów do silników i płatowca w miejscach, z których lód może zostać zasany do silników).

Przykładowo biuletyn dotyczący samolotów SAAB-Fairchild, podczas lotu których wystąpiły przypadki wyłączenia się obu silników, wprowadza do instrukcji eksploatacji w powietrzu oddzielną definicję warunków oblodzenia dla płatowca i silników. O warunkach do wystąpienia oblodzenia silników mówi się, jeżeli wilgoć w powietrzu przybiera jakąkolwiek formę (chmury, mgła z widocznością do 1 mili lub mniejszą, deszcz, śnieg, deszcz ze śniegiem, kryształki lodu) bądź na płaszczyźnie postojowej, drogach kołowania lub drodze startowej znajdują się stojąca woda, błoto pośniegowe, śnieg (z wyjątkiem twardego ubitego śniegu), a temperatura OAT lub TAT podczas wszystkich operacji na ziemi i w powietrzu wynosi $+10\text{ }^{\circ}\text{C}$ lub mniej. Jeśli takie warunki występują, nakazuje się włączyć instalacje przeciwooblodzeniowe silników. Definicja warunków oblodzenia w odniesieniu do pozostałych instalacji przeciwooblodzeniowych, z wyjątkiem silnikowej, jest niemal identyczna, inna jest jedynie wartość temperatury – w tym wypadku wynosi $+5\text{ }^{\circ}\text{C}$ lub mniej.

Biuletyn nakazuje także wpisać do instrukcji eksploatacji w powietrzu ostrzeżenie, że kłopoty z działaniem silników w warunkach

lekkiego (lub niesygnalizowanego) oblodzenia lub w krótkim czasie po wyjściu ze strefy oblodzenia mogą zdarzać się, gdy temperatura ISA wynosi do $+20\text{ }^{\circ}\text{C}$. Nakazuje się włączać instalacje przeciwooblodzeniowe silników przed wejściem w strefę oblodzenia i pozostawić je włączone przez 5 minut po wyjściu z takiej strefy. Dodatkowo nakazuje się w warunkach oblodzenia wykorzystywać układy zapłonowe mogące pracować w trybie ciągłym – jeżeli samolot jest w nie wyposażony.

Podsumowanie

Na podstawie danych pochodzących z różnych źródeł, można sformułować następujące wnioski dotyczące wpływu oblodzenia na pracę silników turbinowych:

1. Oblodzenie wlotów do silników nie jest zjawiskiem rzadkim i wielokrotnie było przyczyną wyłączeń silników turbinowych w czasie lotu statków powietrznych, co prowadziło do różnych zdarzeń lotniczych.

2. Aby działanie sygnalizatora oblodzenia *RIO-3* było wiarygodne, należy sygnalizator umieścić we wlotach silników.

3. Wskazane jest zainstalowanie czujnika temperatury w rejonie ciała centralnego wlotu silnika. Czujnik powinien współdziałać z instalacją przeciwooblodzeniową i stanowić autonomiczne dodatkowo źródło informacji o oblodzeniu (np. jako lampka sygnalizacyjna w kabinie pilota).

4. Należy rozważyć możliwość wyposażenia śmigłowców w odpylacze powietrza wlotowego przystosowane jednocześnie do separowania zasysanego do wlotów lodu i śniegu.

5. Do instrukcji eksploatacji w powietrzu wszystkich typów statków powietrznych wyposażonych w silniki turbinowe należy wprowadzić zapis o różnych temperaturach początku oblodzenia płatowca i silnika (płatowiec $+5\text{ }^{\circ}\text{C}$, silnik $+10\text{ }^{\circ}\text{C}$).

6. W harmonogramach szkoleń personelu latającego i naziemnego należy uwzględnić tematykę dotyczącą oblodzenia statków powietrznych. Zalecaną formą szkolenia powinny być kursy doskonalące.

Fot. 4. Oblodzone łopatki wlotowego aparatu kierującego sprężarki podczas próby na hamowni



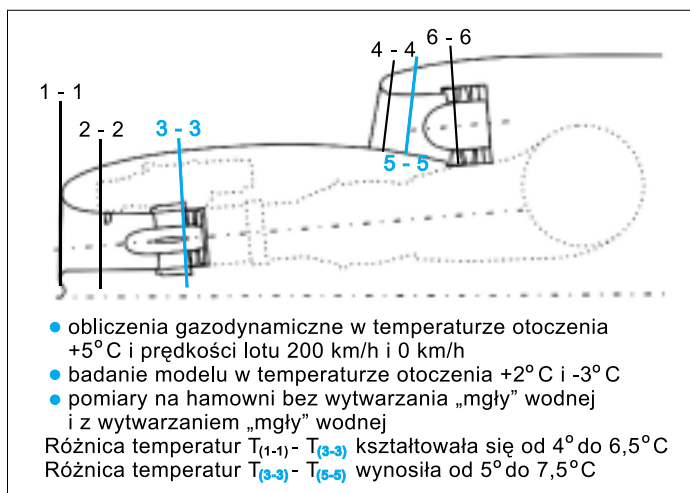
7. Należy przeprowadzić podczas lotu cykl badań dotyczących oblodzenia statków powietrznych, a ściślej – określenia spadku temperatury we wlotach silników turbinowych.

W ITWL podjęto próby pomiaru temperatur oraz określenia wpływu warunków atmosferycznych na obładzanie się silników podczas lotu, a także wpływu zjawiska obładzania na pracę silników. W tym celu:

- ◆ określono stan techniczny zespołu wirnikowego przed próbami obładzania tunelu wlotowego i po próbach,
- ◆ oblodzono silniki i dokonano pomiaru temperatur (fot. 4),
- ◆ określono skuteczność instalacji przeciwooblodzeniowej silników,
- ◆ sprawdzono możliwości uruchomienia silni-

ka po jego zgaśnięciu w wyniku oblodzenia,
 ◆ sprawdzono działanie sygnalizatora *RIO-3*.
 Na podstawie badań i prób hamownianych wyciągnięto następujące wnioski:

- możliwe jest powstanie oblodzenia silników w warunkach dodatnich temperatur otoczenia i słabego oblodzenia (którego intensywność wynosi do 0,5 mm/min),
- podczas zasysania strumienia powietrza jego temperatura na odcinku wlot płatowcowy – palisada łopatek wlotowego aparatu kierującego obniża się o kilka stopni (wg prób hamownianych na zakresie przelotowym bez napływu „mgły” wodnej o prawie 4 °C, natomiast podczas napływu „mgły” wodnej – o 5 - 6 °C) – rys. 1,
- podczas lotu w warunkach sprzyjających



Rys. 1. Przekrój silnika *TW2-117* z zaznaczonymi przekrojami, w których wykonywano pomiary temperatury

powstawaniu oblodzenia istnieje duże prawdopodobieństwo zgaśnięcia silnika już po jednej minucie lotu,

- instalacja przeciwoblozeniowa działa skutecznie nawet w sytuacji wystąpienia znacznego oblodzenia elementów tunelu wlotowego silnika,
- możliwe jest ponowne uruchomienie w powietrzu silnika po jego zgaśnięciu w wyniku oblodzenia,
- różnica między temperaturą zmierzoną w przekroju sygnalizatorów *RIO-3* we wlocie wentylatora a temperaturą zmierzoną przed wlotowym aparatem kierującym sprężarki wynosiła ponad 6 °C.

Na podstawie ustaleń KBWL oraz zapisu pokładowego rejestratora parametrów lotu *SARPP-12DIM* (rys. 2) określono, że mniej więcej od 83 minuty i 35 sekundy lotu, na skutek powstającego oblodzenia tuneli wlotowych silników, powoli zaczęły zmniejszać się obroty wirnika nośnego. Zmiany kąta nastawienia wirnika nośnego były nieznaczne i nie spowodowały zwiększenia prędkości obrotowej wirnika nośnego, stąd wniosek, że załoga nie kontrolowała parametrów pracy zespołu napędowego.

Zgodnie z instrukcją *Śmigłowiec Mi-8. Technika pilotowania*. Sygn. Lot.1437/71 prędkość obrotowa wirnika nośnego powinna być utrzymywana w zakresie 93 - 97%. Z zapisu rejestratora wynika, że prędkość obrotowa zmniejszyła się samoczynnie do 88% w ciągu 2 minut.

Kiedy w sytuacji narastania oblodzenia tuneli wlotowych silników zwiększono w pewnym momencie kąt nastawienia łopat wirnika nośnego o około 1° (dociążono wirnik), prędkość obrotowa wirnika spadła z 88% do 82%. W 85 minucie i 56 sekundzie lotu, na wysokości około 650 metrów wyłączył się pierwszy silnik. Towarzyszył temu efekt dźwiękowy, który załoga zinterpretowała jako zderzenie z ptakiem. Śmigłowiec pochylił się w dół o kąt 9° i przechylił w prawo, początkowo do 16°, potem do 30°.

Dowódca załogi, gdy zorientował się w sytuacji, po niemal 20 sekundach od zgaśnięcia silnika zmniejszył kąt nastawienia łopat wir-

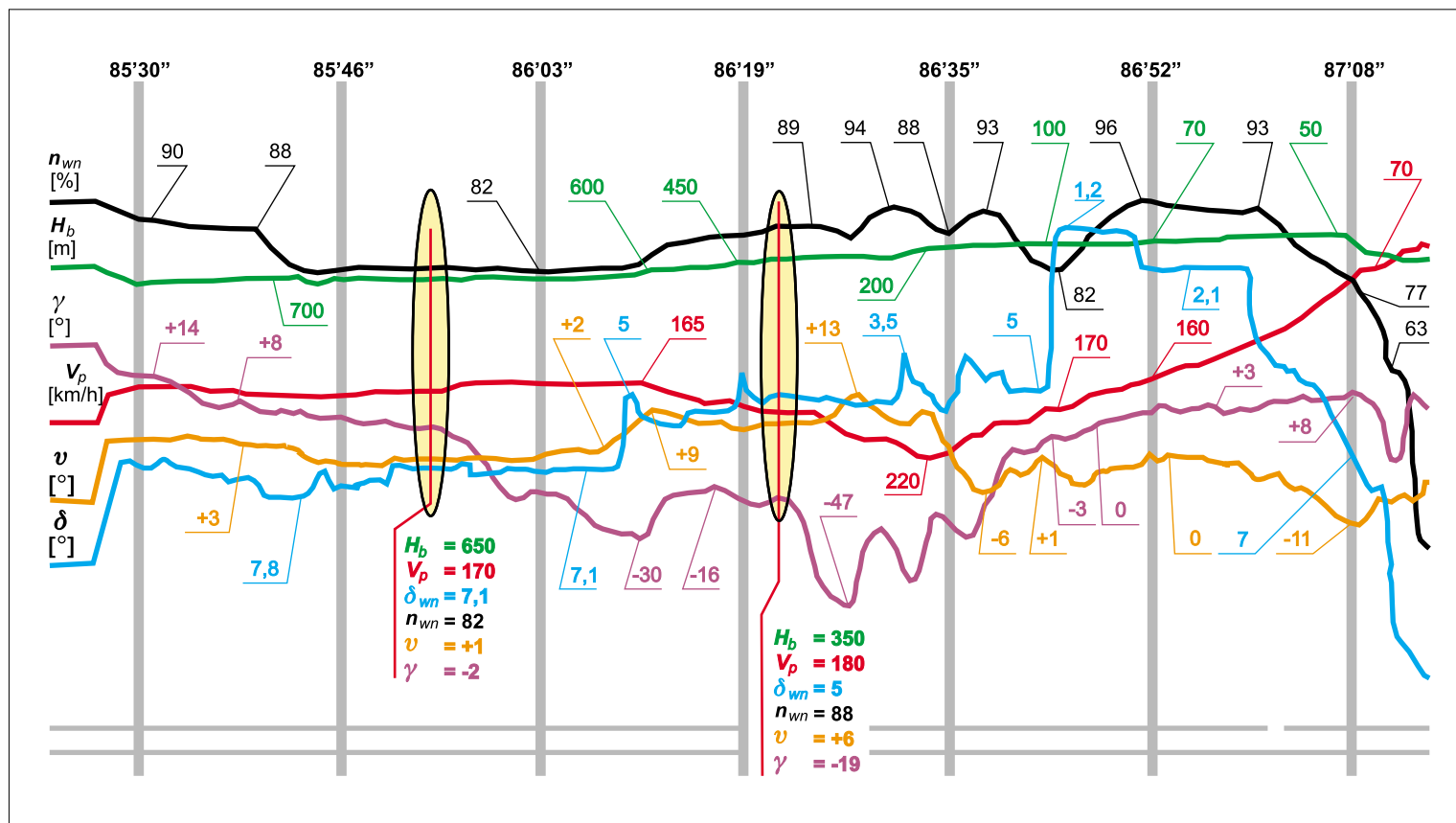
nika nośnego z 7,1° do 5°, co spowodowało wzrost prędkości obrotowej wirnika. Zaczął stabilizować śmigłowiec, zmniejszając przechylenie do 16°, a pochylenie do 7°.

W 86 minucie i 20 sekundzie lotu, na wysokości około 350 metrów wyłączył się drugi silnik. Śmigłowiec gwałtownie jeszcze bardziej przechylił się w prawo, do 47°, oraz pochylił w dół – do 13°. W wyniku tego zwiększyła się prędkość lotu, ze 165 km/godz. do około 200 km/godz., oraz prędkość obrotowa wirnika nośnego. Po wyłączeniu się drugiego silnika dowódca załogi zmniejszył przechylenie oraz pochylenie, a następnie – po 20 - 25 sekundach od momentu wyłączenia się drugiego silnika, na wysokości około 100 metrów (już po wyjściu z chmur) – zmniejszył kąt nastawienia łopat wirnika z 5° do 1,2°, przez co zwiększył prędkość obrotową wirnika do 96%, i przeszedł na zakres lotu autorotacyjnego. Po 8 sekundach lotu autorotacyjnego, na wysokości 70 metrów zwiększył skok wirnika nośnego z 1,2° do 2,1° i jednocześnie ustabilizował lot, wyprzedzając śmigłowiec z prawego przechylenia i pochylenia „na nos”.

Po kolejnych 10 sekundach lotu na zakresie autorotacji, na wysokości około 60 metrów dowódca załogi zaczął zwiększać skok wirnika nośnego – początkowo szybkim ruchem do 4°, a następnie płynnie, pochylając jednocześnie śmigłowiec „na ogon” i zmniejszając tym samym prędkość obrotową wirnika oraz prędkość lotu. Na wysokości około 50 metrów skok wirnika nośnego dalej był płynnie zwiększany, natomiast pochylenie „na ogon” zwiększyło się do wartości 11°. Takie działanie dowódcy załogi spowodowało dalsze zmniejszenie prędkości obrotowej wirnika nośnego – do wartości 77°, z tendencją do dalszego szybkiego zmniejszania, aż do niemal całkowitego zatrzymania wirnika na kilka sekund przed uderzeniem w ziemię.

Na podstawie wyników badań, ekspertyz oraz własnych ustaleń KBWL zrekonstruowała proces wyłączania się silników podczas fatalnego lotu.

Po wyjściu śmigłowca z chmury do wlo-



Rys. 2. Zapis pokładowego rejestratora lotu SARPP-12D1M. Elipsami zaznaczono miejsca wyłączenia się silników

tów silników zasysane było powietrze o temperaturze niższej niż $+5\text{ }^{\circ}\text{C}$, wodności około $0,5\text{ g/m}^3$ i objętościowym natężeniu przepływu na jeden silnik około $6\text{ m}^3/\text{s}$ (co wynosiło około 180 g/min zasysanej do silnika wody). Podczas przepływu powietrza przez wlot silnika, na skutek spadku ciśnienia, temperatura powietrza obniżała się i przed wlotowym aparatem kierującym sprężarki była niższa o $5 - 6\text{ }^{\circ}\text{C}$ niż temperatura otoczenia. Oznacza to, że w temperaturach otoczenia niższych niż $+5\text{ }^{\circ}\text{C}$ temperatura powietrza w przekroju wlotowym aparatu kierującego sprężarki osiągała wartości ujemne takie, że występująca w zasysanym powietrzu woda ulegała przechłodzeniu i osadzała się na łopatkach wlotowego aparatu kierującego sprężarki oraz na kołpaku wlotowym w postaci lodu (tzw. śryżu). Konsekwencją tego zjawiska było zmniejszenie się przekroju przepływu strumienia powietrza na wlotowym aparacie kierującym sprężarki oraz zmiany profilu łopatek wlotowego aparatu kierującego sprężarki.

Wyraźnie pogorszyła się praca łopatek wlotowego aparatu kierującego z powodu pozaobliczeniowego ich opływu, czego skutkiem było:

- odrywanie strug powietrza od profilu łopatek i zawirowanie strug,
- pulsacja ciśnienia powietrza w sprężarce (pompaż),
- charakterystyczne efekty akustyczne,
- spadek sprężu oraz masowego natężenia przepływu powietrza dostarczanego do komory spalania.

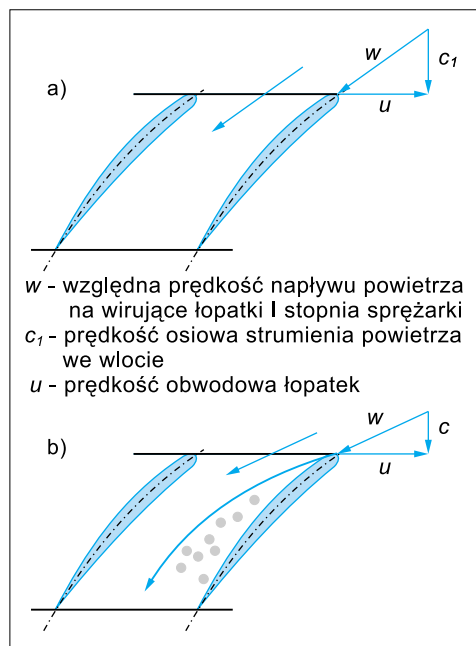
W efekcie tego moc silnika, a tym samym prędkość obrotowa turbiny napędowej oraz wirnika nośnego się zmniejszyły.

Przy znacznym oblodzeniu łopatek wlotowego aparatu kierującego zaburzenie przepływającego przez silnik strumienia powietrza jest tak duże, że powoduje pulsację ciśnienia powietrza w sprężarce, pompażowe efekty akustyczne i w konsekwencji zerwanie płomienia w komorze spalania oraz samoczynne wyłączenie silnika.

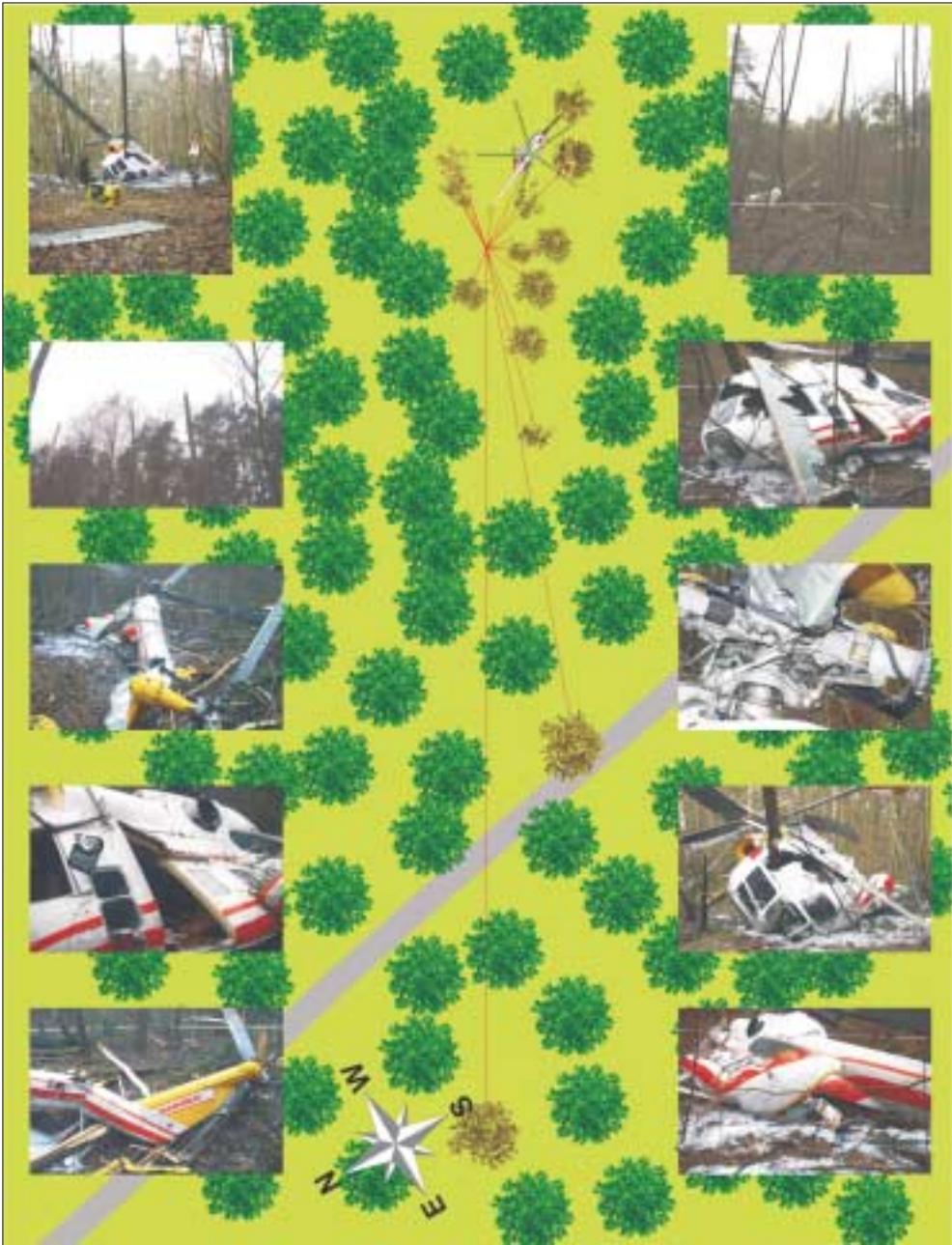
Pompaż silnika

Pompaż silnika (nazwa zapożyczona z języka francuskiego, w terminologii polskiej – niestateczna praca silnika) oznacza pojawienie się zakłóceń w procesie sprężania powietrza w sprężarce silnika turbinowego na skutek zaburzenia przepływu powietrza na wlocie do sprężarki. Zaburzenia na wlocie stopniowo przenoszą się wzdłuż kanałów kolejnych stopni sprężarki. Gdy utworzą one na części obwodu połączony ciąg w postaci kanału zaburzonego przepływu, następuje zjawisko zwrotnego przepływu sprężonego powietrza o ciśnieniu około 1 MPa przez ten kanał w kierunku wlotu. W tym czasie płomień w komorze spalania, a zatem i silnik, zwykle gaśnie na skutek braku powietrza i dezorganizacji procesu spalania.

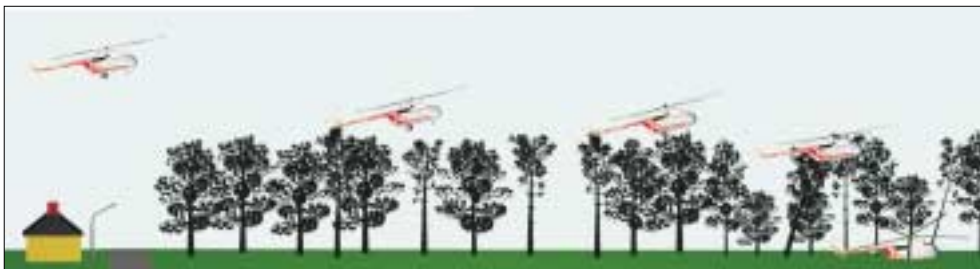
W tej sytuacji układ automatycznej regulacji silnika, w tym regulator obrotów *RO-40M*, podtrzymywał moc, dostarczając większą ilość paliwa do komory spalania. Powodowało to wzrost temperatury gazów i nieznaczny wzrost obrotów turbosprężarki, ale z powodu



Rys. 3. Przepływ powietrza na wlocie do sprężarki



Rys. 4. Schemat miejsca lądowania



Rys. 5. Schemat lotu autorotacyjnego

deficytu powietrza niezbędnego do właściwego procesu spalania nie powodowało wzrostu mocy silnika, a tym samym wzrostu prędkości obrotowej wirnika nośnego. Jednocześnie, gdy temperatura gazów wylotowych wzrastała powyżej wartości dopuszczalnych, włączał się układ ograniczający maksymalną temperaturę gazów wylotowych *URT-27*, który ograniczał ilość paliwa podawanego do komory spalania, a tym samym nie pozwalał na dalszy wzrost temperatury gazów i przegrzanie łopatek turbiny.

W warunkach oblodzenia łopatek wlotowego aparatu kierującego sprężarki układ automatycznej regulacji silnika nie zapewnia mocy potrzebnej do utrzymania prędkości obrotowej wirnika nośnego w wymaganym zakresie 93 - 97%. W tej sytuacji utrzymanie prędkości obrotowej wirnika możliwe jest jedynie przez zmniejszenie jego skoku.

Na podstawie analizy jakościowej układu paliwowego silnika *TW2-117* stwierdzono, że jeśli w warunkach oblodzenia wlotów obu silników jeden z nich samoczynnie wyłączy się, to układ automatyki drugiego (pracującego) silnika nie jest w stanie z powodu deficytu powietrza dostarczanego przez oblodzoną sprężarkę zwiększyć mocy silnika do warto-

ści określonej dla zakresu startowego.

Przyczyną awarii lotniczej było samoczynne wyłączenie silników śmigłowca *Mi-8P* w powietrzu z powodu niestatecznej pracy sprężarek. Niestateczna praca sprężarek była skutkiem oblodzenia wlotów silników i łopatek wlotowych aparatów kierujących sprężarek. Przyczyną oblodzenia zaś było to, że w czasie lotu przed wejściem w chmury, gdy temperatura otoczenia wynosiła $+5\text{ }^{\circ}\text{C}$ i mniej, załoga nie włączyła podgrzewu silników na zakres „RĘCZNY”.

Wyniki badań jednoznacznie potwierdziły tezę, że najbardziej wrażliwe na oblodzenie są silniki, a dopiero później inne elementy płatowca. Dlatego należy odróżnić i rozgraniczyć oblodzenie płatowca i oblodzenie silników. W wypadku nieogrzewania wlotów silników właśnie silniki stają się szczególnego rodzaju sygnalizatorem oblodzenia i najwrażliwszymi elementami śmigłowca *Mi-8* na oblodzenie. Już w temperaturze $+6\text{ }^{\circ}\text{C}$ w warunkach sprzyjającej wodności chmur następuje oblodzenie łopatek wlotowych aparatów kierujących sprężarek, co w konsekwencji prowadzi do samoczynnego wyłączenia silników.

The author refers to the article of Col. pil. Ryszard Michałowski „Cing still dangerous” published in *AADF Review* No. 4/2004, dealing with the failure of *Mi-8* helicopter from 36th Special Transport Air Regiment that took place on December 4, 2003. The article discusses research and assessments commissioned by the MoD Flight Accidents Examination Board in order to explain that failure.