

SZKOLENIE I BEZPIECZEŃSTWO LOTÓW

Płk mgr inż. Zbigniew Drozdowski

Inspektorat MON ds. BL

Mjr rez. dr inż. Mirosław Kowalski

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Badanie silnika typu TW2-117 śmigłowca Mi-8 w hamowni

W Wojskowych Zakładach Lotniczych nr 3 w Dęblinie przeprowadzono badania silników TW2-117 w celu wyjaśnienia przyczyn samoczynnego wyłączenia się silnika śmigłowca Mi-8 w dniu 4 grudnia 2003 roku podczas lotu z premierem Leszkiem Millerem na pokładzie. Artykuł nawiązuje do materiału przewodniczącego KBWL MON płk. dypl. pil. Ryszarda Michałowskiego pt. *Oblodzenie wciąż groźne* zamieszczonego w numerze 3/2004 „Przeglądu WLOP”.

Cel i etapy badań

Celem badań przeprowadzonych w hamowni było określenie:

- wpływu obładzania się wlotu płatowcowego i aparatu kierującego sprężarki na podstawowe parametry pracy silnika,
- działania ograniczników maksymalnej temperatury gazów wylotowych (T_3) przed turbiną sprężarki obydwu silników śmigłowca,
- skuteczności działania instalacji przeciwo-blodzeniowej w różnych warunkach pracy,
- stanu technicznego zespołu wirnikowego (szczególnie łopatek wirnikowych sprężarki i turbiny) przed i po próbach obładzania tunelu wlotowego silnika.

Badania były prowadzone w kilku etapach. Podczas badań wykonano:

- przegląd endoskopowy w celu określenia stanu technicznego zespołu wirnikowego silnika, ze szczególnym zwróceniem uwagi na łopatki zespołu wirnikowego sprężar-

ki i turbiny. Tego rodzaju przeglądy wykonywano właściwie przed każdą próbą i po każdej próbie w hamowni w celu określenia wpływu obładzania na stan techniczny zespołu wirnikowego,

- próbę w hamowni, podczas której doprowadzano mgłą wodną przez fragment tunelu hamowni doprowadzającego powietrze do wlotu silnika. Podczas tej próby położono nacisk głównie na dokonanie pomiaru wpływu obładzania się wlotu na zmiany podstawowych parametrów pracy silnika oraz zmianę temperatury strumienia powietrza na odcinku pomiędzy nadajnikiem temperatury zabudowanym w tunelu wlotowym (przed wlotem płatowcowym) a nadajnikiem zabudowanym przed nastawnym aparatem kierującym,
- próbę w hamowni, podczas której doprowadzano mgłą wodną (schłodzoną do 2,5 °C – warunki otoczenia zbliżone do istniejących podczas lotu wykonanego 4 grudnia 2003 roku) bezpośrednio do wlotu płatowcowego. Obserwowano głównie prędkość narastania oblodzenia na elementach wlotu silnika oraz zmiany podstawowych parametrów pracy silnika,
- próbę pozwalającą sprawdzić działanie wzmacniacza ogranicznika temperatury gazów wylotowych URT-27 poprzez przysyłanie wlotu płatowcowego wywołującego gwałtowny przyrost temperatury gazów wylotowych (T_3),
- próbę w hamowni, podczas której w ujemnej temperaturze otoczenia doprowadzano

mgłę wodną o zwiększonym wydatku w celu określenia wpływu warunków otoczenia i wydatku napływającej mgły wodnej na pracę silnika oraz sprawdzenia momentu zadziałania sygnalizatora *RIO-3* instalacji przeciwooblodzeniowej podczas pracy automatycznej (eksperymentalnie sygnalizator zamontowano bezpośrednio przed tunelem wlotowym silnika),

- próbę w hamowni, podczas której kontrolowano skuteczność działania instalacji przeciwooblodzeniowej w czasie pracy w trybie roboczym (ciągły napływ gorącego powietrza z komory spalania) oraz sprawdzano możliwość włączenia silnika po jego zgaśnięciu w wyniku oblodzenia tunelu wlotowego.

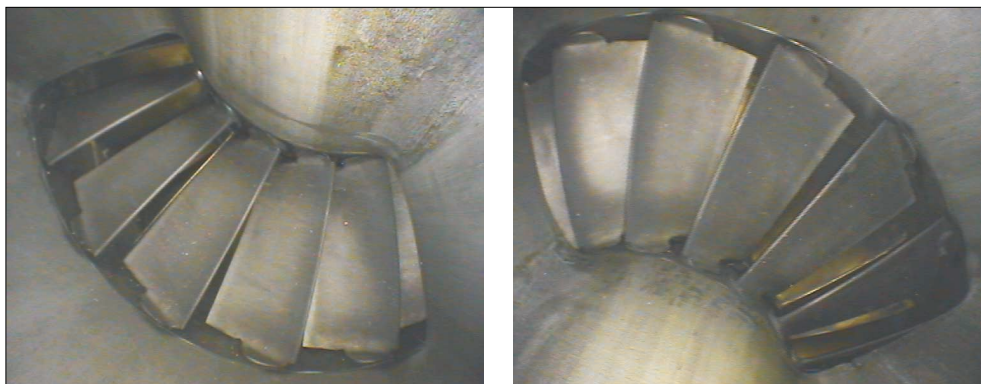
We wszystkich etapach badania przeprowadzano w warunkach ustalonej prędkości turbiny sprężarki (n_{TK}) i stałego kąta położenia dźwigni sterowania silnikiem (α_{DSS}), odpowiadającego pracy silnika na zakresie przelotowym.

Wyniki badań

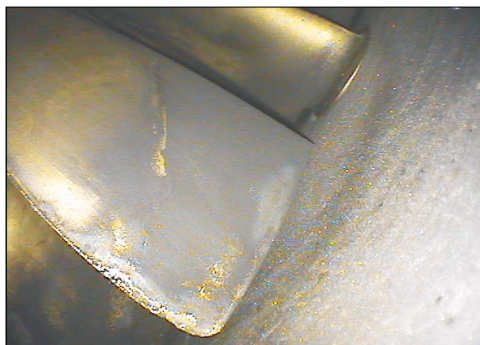
Przeglądy endoskopowe

Do rejestracji badań oraz przeglądów wykorzystano wideoskop firmy Olympus *IV7635A*.

Stan techniczny podzespołów i elementów wewnętrznej przestrzeni silnika po wyłączeniu silnika z płatowca oraz bezpośrednio przed wykonaniem badań w hamowni



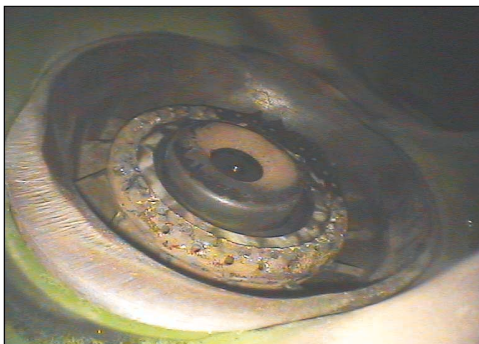
Rys. 1. Widok w kierunku wieńca kierownic wlotowych sprężarki – brak uszkodzeń



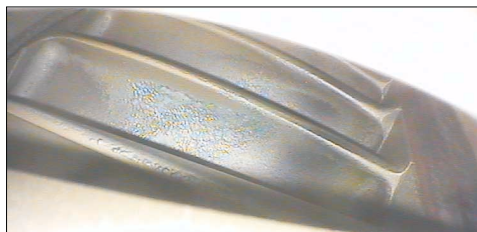
Rys. 2. Uszkodzenie erozyjne krawędzi natarcia pióra łopatki pierwszego stopnia wirnika sprężarki



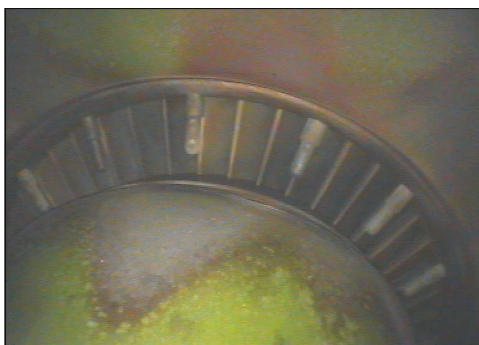
Rys. 3. Uszkodzenie erozyjne krawędzi natarcia pióra łopatki pierwszego stopnia wirnika sprężarki z widocznym skrzyśnięciem profilu



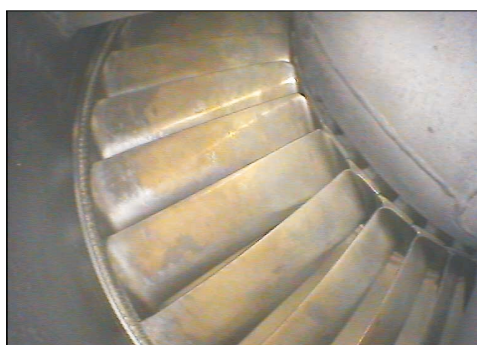
Rys. 4. Zespół jednego z wtryskiwaczy paliwa – bez zastrzeżeń



Rys. 6. Miejscowe wypalenia warstwy izolująco-ochronnej na powierzchniach krawędzi natarcia i koryta piór łopatek pierwszego stopnia wirnika turbiny sprężarki



Rys. 5. Fragment wewnętrznego pierścienia rury żarowej i wieńca kierownic pierwszego stopnia turbiny sprężarki – na powierzchni rury żarowej widoczne są miejscowe wypalenia warstwy izolująco-ochronnej

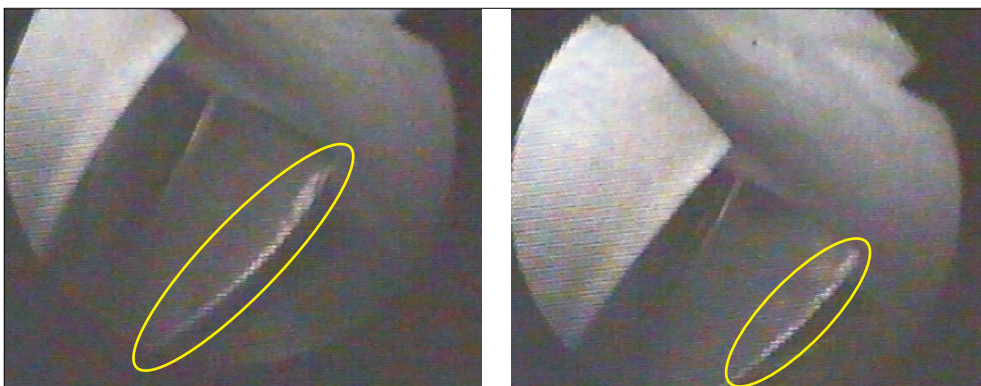


Rys. 7. Uszkodzenia korozyjne warstwy izolująco-ochronnej piór łopatek wirnika wolnej turbiny – miejscowe, na niewielkiej powierzchni

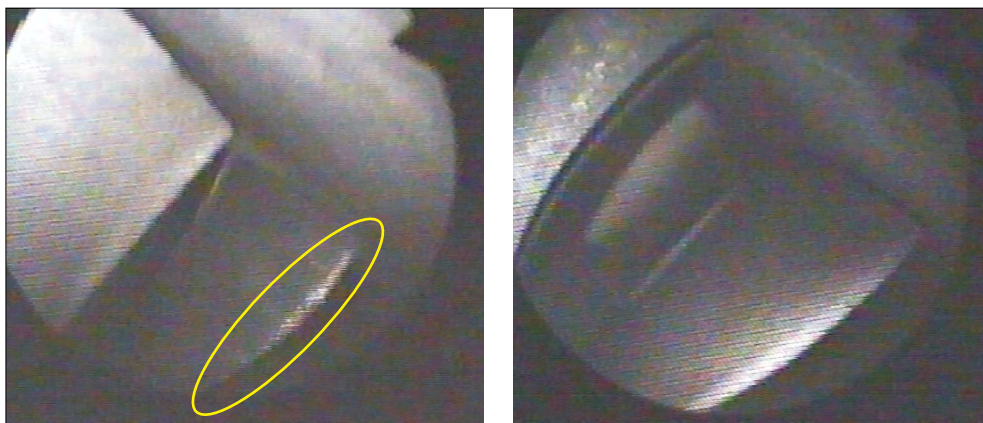
Podczas przeglądu stwierdzono erozyjne uszkodzenia krawędzi natarcia piór łopatek pierwszego stopnia wirnika sprężarki i choć są one niepożądane, jednak w procesie eksploatacji turbinowych silników śmigłowych występują, podobnie jak miejscowe wypalenia warstwy wierzchniej na powierzchni wewnętrznych rur żarowych czy miejscowe wypalenia na powierzchniach piór łopatek wirników pierwszego stopnia turbiny sprężarki. Można zatem stwierdzić, że stan techniczny przeglądanych optycznie elementów badanego silnika nie odbiegał od stanu elementów, jaki można zaobserwować w silnikach pozostających w eksploatacji.

Stan podzespołów i elementów wewnętrznej przestrzeni silnika po dokonaniu prób jego obładania, podczas których doszło także do niestatecznej pracy i samoczynnego wyłączenia silnika

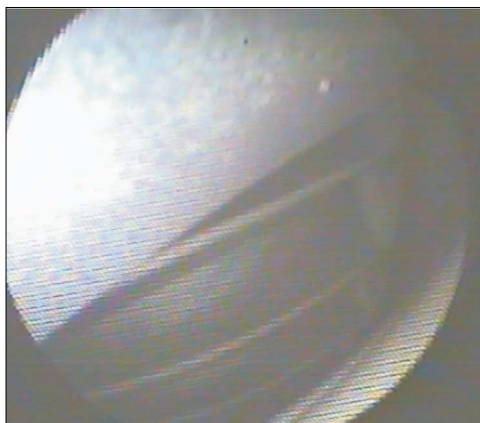
Podczas optycznego przeglądu badanego silnika po dokonaniu prób obładania tunelu wlotowego stwierdzono zwiększone w porównaniu z wcześniejszym erozyjne zużycie krawędzi natarcia piór łopatek pierwszego stopnia wirnika sprężarki. Stan powierzchni pozostałych elementów nie odbiegał od stanu, jaki stwierdzono podczas pierwszego przeglądu.



Rys. 8. Uszkodzenie erozyjne wierzchołkowej części krawędzi natarcia pióra łopatki pierwszego stopnia wirnika sprężarki



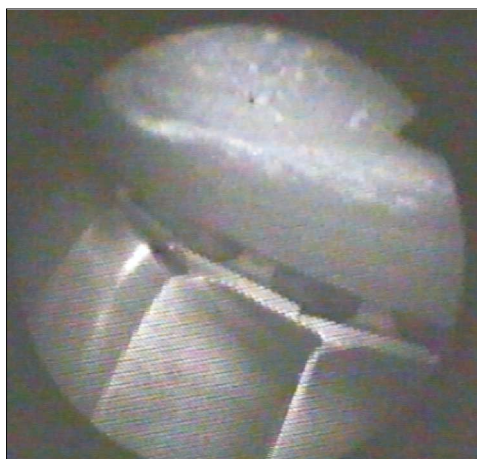
Rys. 9. Uszkodzenie erozyjne wierzchołkowej części krawędzi natarcia pióra łopatki pierwszego stopnia wirnika sprężarki



Rys. 10. Miejscowe wypalenia warstwy izolacyjno-ochronnej na powierzchniach krawędzi natarcia i koryta piór łopatek pierwszego stopnia wirnika turbiny sprężarki



Rys. 11. Uszkodzenia korozyjne warstwy izolująco-ochronnej wierzchołkowej części pióra łopatki wirnika wolnej turbiny – miejscowe, na niewielkiej powierzchni



Rys. 12. Uszkodzenia korozyjne warstwy izolująco-ochronnej dolnej części pióra łopatki wirnika wolnej turbiny – miejscowe, na niewielkiej powierzchni

Próba kontrolna pracy silnika

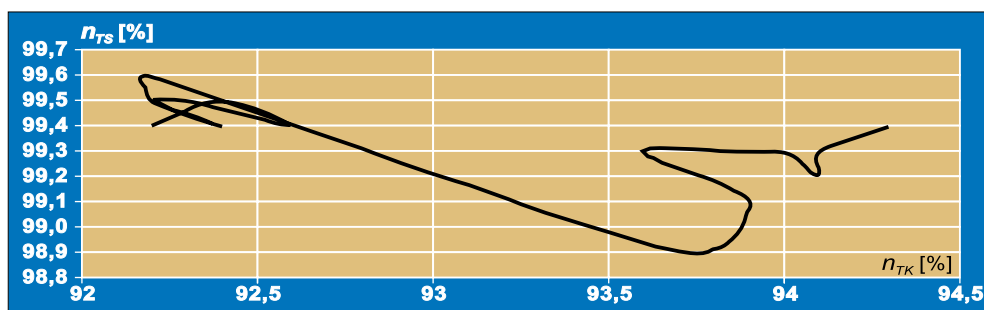
Próba kontrolna wykazała, że obladzanie się wlotu silnika powoduje stopniowe zwiększanie prędkości obrotowej turbiny sprężarki (n_{TK}) oraz temperatury gazów wylotowych (T_3) w sposób dość chaotyczny. Wywołuje to również nieco chaotyczne zmiany kąta nastawienia łopatek aparatów kierujących sprężarką silnika, co jest wynikiem dostosowywania pola przekroju wlotowego sprężarki do dynamiki silnika zadanej położeniem dźwigni sterowania silnikiem ($\alpha_{DSS} = \text{const}$).

Jednocześnie stwierdzono występowanie różnicy między temperaturą wskazywaną

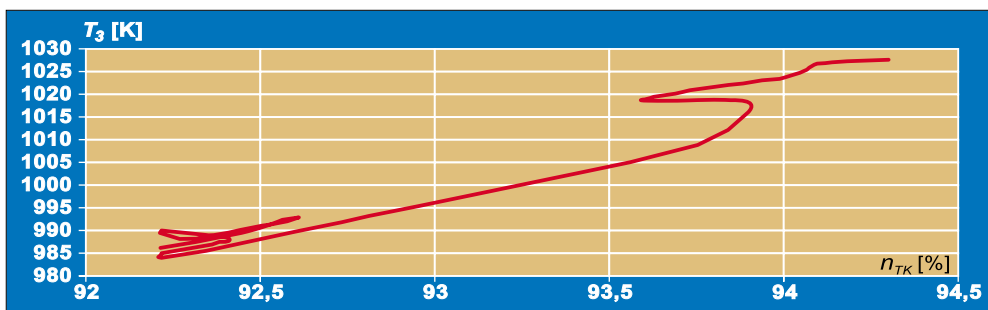
przez nadajnik temperatury otoczenia zabudowany przed tunelem wlotowym silnika a temperaturą wskazywaną przez nadajnik zabudowany przed nastawnym aparatem kierującym sprężarką. Podczas prób w hamowni na zakresie przelotowym, gdy nie podawano mgły wodnej, różnica wynosi do 4 °C (rys. 16), natomiast podczas podawania mgły wodnej – dochodzi do 6 °C (rys. 17).

Należy wspomnieć, że do pomiaru tych parametrów użyto termopar platynowych *PT-100*, a wartości odczytywano ze wskaźników cyfrowych o dokładności do 1 °C.

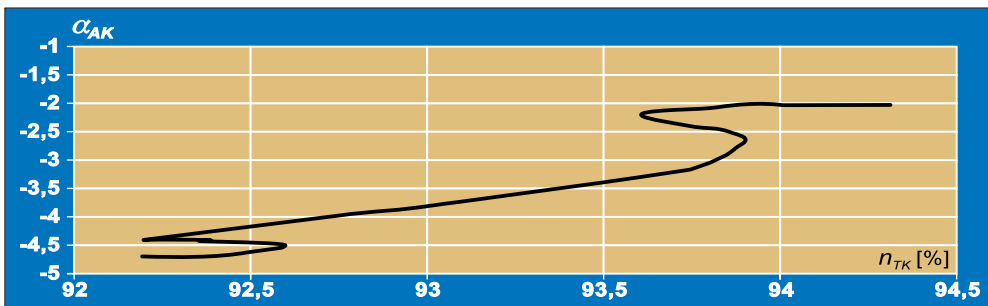
Ponadto stwierdzono odrywanie się kawałków narastającego lodu od powierzchni łopa-



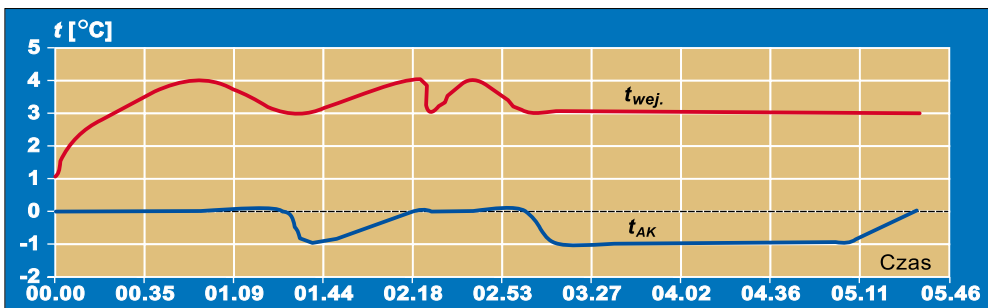
Rys. 13. Charakterystyka obrotów turbiny swobodnej (n_{Ts}) w funkcji obrotów turbiny sprężarki (n_{TK}) podczas próby obladzania tunelu wlotowego ($\alpha_{DSS} = \text{const}$)



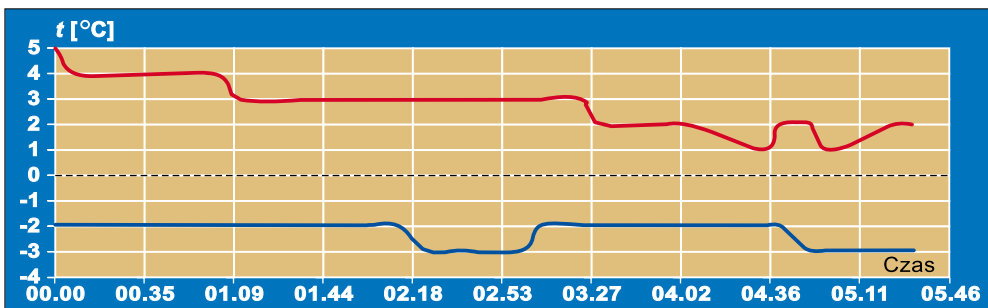
Rys. 14. Zmiana temperatury gazów wylotowych (T_3) w funkcji obrotów turbiny sprężarki (n_{TK}) podczas próby obładzania tunelu wlotowego ($\alpha_{DSS} = \text{const}$)



Rys. 15. Zmiana kąta nastawienia łopatek aparatu kierującego sprężarki (α_{AK}) w funkcji obrotów turbiny sprężarki (n_{TK}) podczas próby obładzania tunelu wlotowego ($\alpha_{DSS} = \text{const}$)



Rys. 16. Zmiana temperatury strumienia powietrza przed wlotem ($t_{wej.}$) oraz przed nastawnym aparatem kierującym (t_{AK}) podczas pracy silnika na zakresie przelotowym bez dopływu mgły wodnej



Rys. 17. Zmiana temperatury strumienia powietrza przed wlotem ($t_{wej.}$) oraz przed nastawnym aparatem kierującym (t_{AK}) podczas pracy silnika na zakresie przelotowym z dopływem mgły wodnej

tek aparatu kierującego na skutek dość wysokiej temperatury wtryskiwanej mgły wodnej (temperatura wykorzystywanej do tego celu wody wynosiła około 15 °C) i dość dużej gradacji kropeł dostarczanych z odległości około 4 m od wlotu płatowcowego silnika.

Wyłączenie się silnika wskutek obładzania tunelu wlotowego

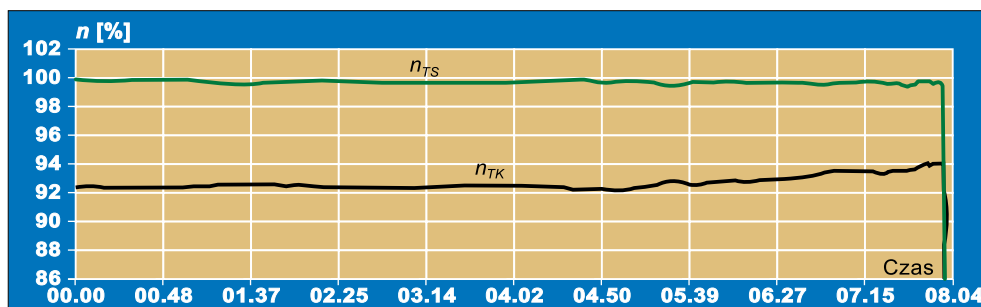
Doprowadzenie mgły wodnej bezpośrednio do wlotu płatowcowego silnika wywołało zmiany podstawowych parametrów pracy silnika podobne do zmian zachodzących podczas podawania mgły wodnej z odległości ok. 4 m od wlotu, z nagłym wyłączeniem się silnika włącznie. Do dostarczania mgły wodnej użyto spalinowego rozpylacza wodnego umożliwiającego regulowanie wydatku wprowadzanej mgły wodnej do silnika. Temperatura wody użytej do wytwarzania mgły wodnej wynosiła 2,5 °C, a wydatek – około 0,17 l/min. Podczas wykonywania tej próby

temperatura na zewnątrz hamowni wynosiła –2,4 °C, ciśnienie 983 hPa, wilgotność 87%. W hamowni temperatura powietrza była bliska zera.

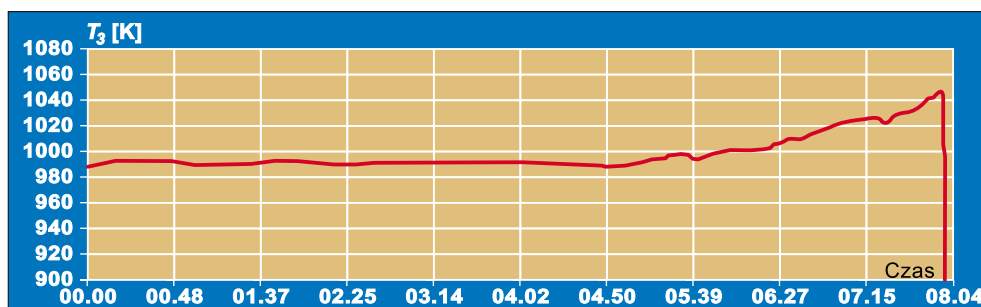
Próba wykazała, że obładzanie się wlotu silnika powoduje stopniowe zwiększanie prędkości obrotowej turbiny sprężarki (n_{TK}) i stopniowy wzrost temperatury gazów wylotowych (T_3) w sposób dość chaotyczny (rys. 18 i rys. 19). Wszystkie wykresy w funkcji czasu uwzględniają czas mierzony od chwili rozpoczęcia podawania mgły wodnej do chwili samoczynnego zgaśnięcia silnika.

Efekt chaotycznego zwiększania zarówno prędkości obrotowej turbiny sprężarki (n_{TK}), jak i temperatury gazów (T_3) jest dobrze widoczny na wykresie pokazującym wzajemną zależność tych parametrów (rys. 20).

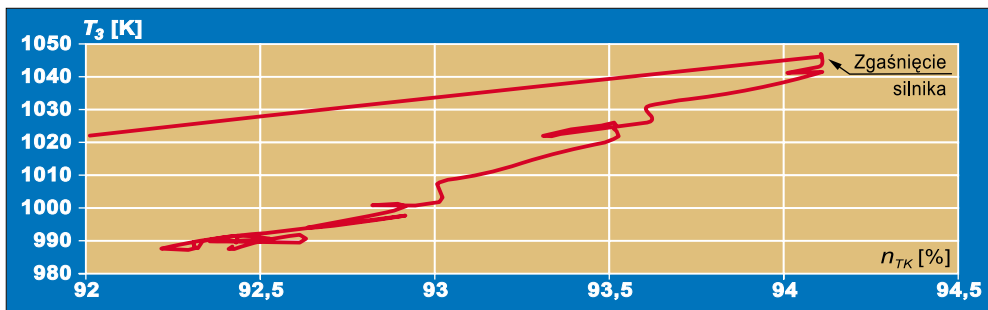
Podobny charakter przebiegu ma jednostkowe zużycie paliwa (c_j) – wynika to z ilości paliwa podawanego do komory spalania (rys. 21 i rys. 22).



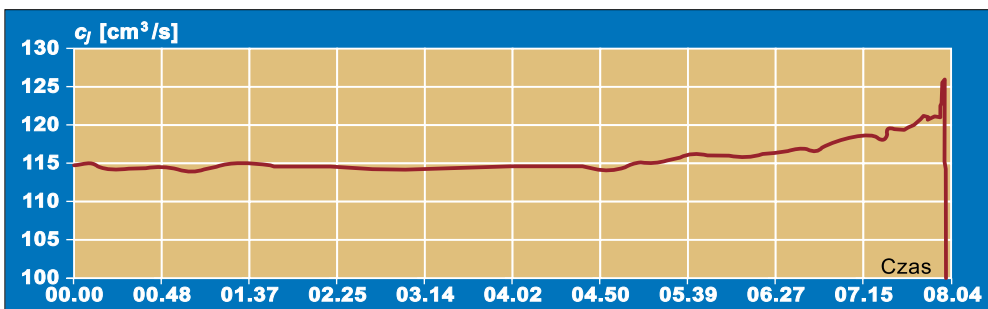
Rys. 18. Zmiana prędkości obrotowych turbiny sprężarki (n_{TK}) i turbiny swobodnej (n_{TS}) podczas próby obładzania tunelu wlotowego



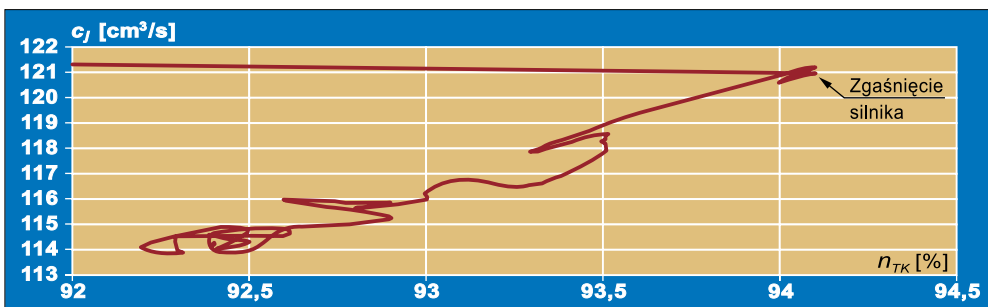
Rys. 19. Zmiana temperatury gazów wylotowych (T_3) podczas próby obładzania tunelu wlotowego



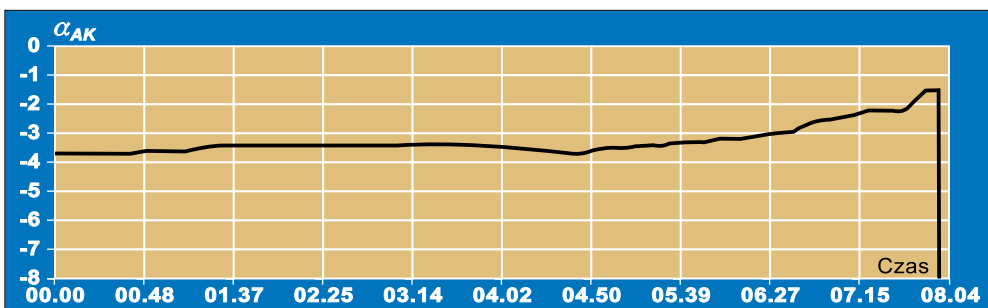
Rys. 20. Zmiany temperatury gazów wylotowych (T_3) w funkcji prędkości obrotowej turbiny sprężarki (n_{TK}) podczas próby obładzania tunelu wlotowego



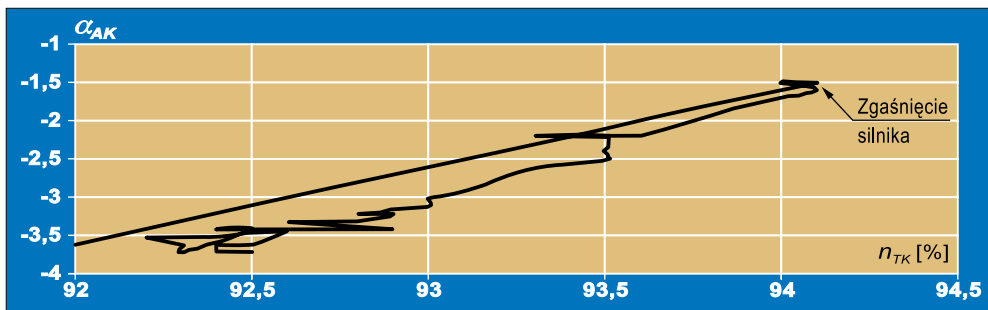
Rys. 21. Zmiana jednostkowego zużycia paliwa (c_J) podczas próby obładzania tunelu wlotowego



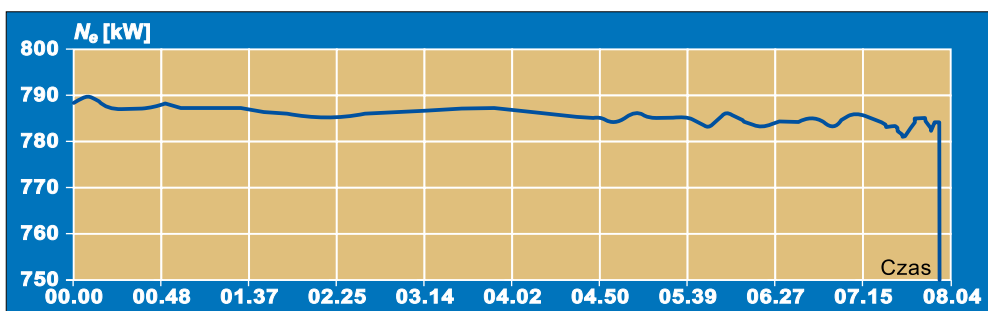
Rys. 22. Zmiana jednostkowego zużycia paliwa (c_J) w funkcji prędkości obrotowej turbiny sprężarki (n_{TK})



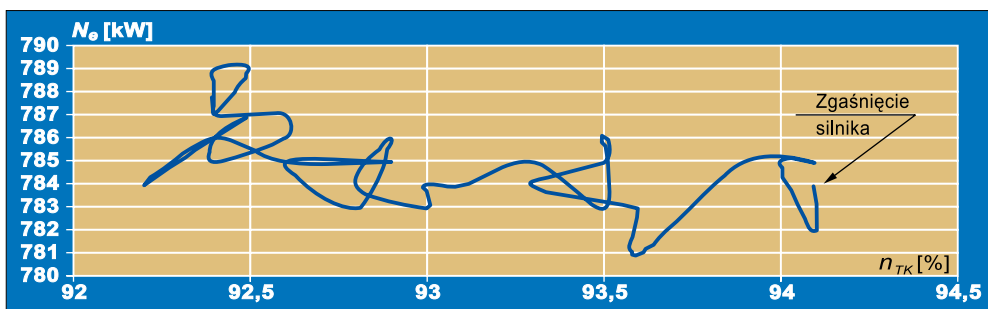
Rys. 23. Zmiana kąta nastawienia łopatek aparatu kierującego sprężarki (α_{AK}) podczas próby obładzania tunelu wlotowego



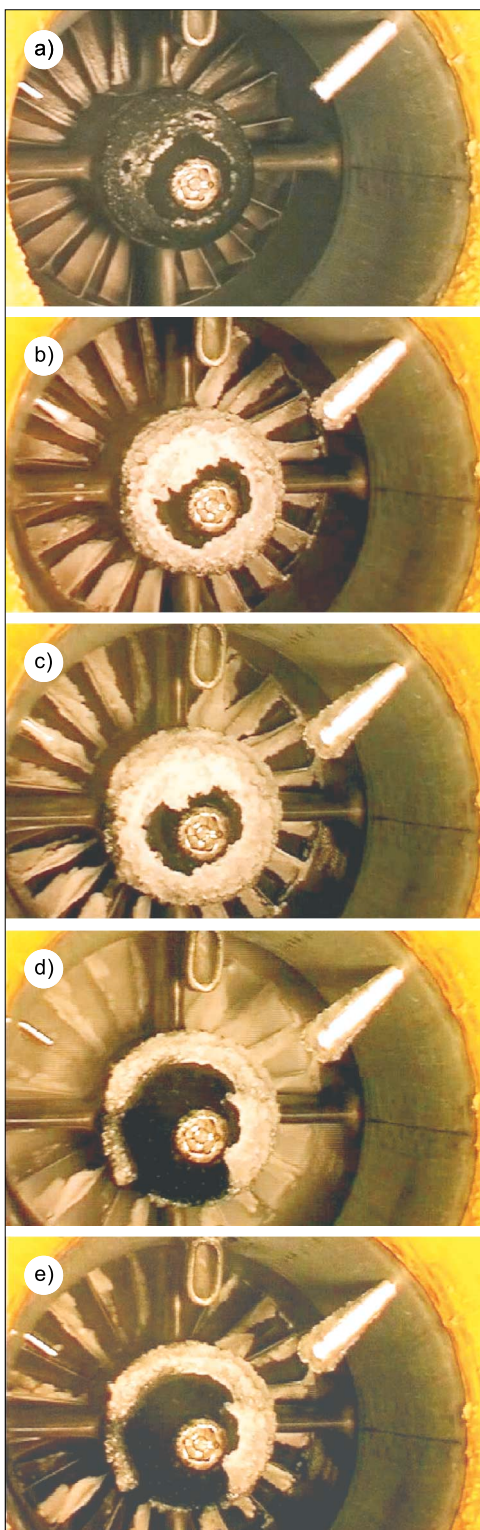
Rys. 24. Zmiana kąta nastawienia łopatek aparatu kierującego sprężarki (α_{AK}) w funkcji obrotów turbiny sprężarki (n_{TK}) ($\alpha_{DSS} = \text{const}$)



Rys. 25. Zmiana mocy silnika (N_e) podczas próby obładzania tunelu wlotowego



Rys. 26. Zmiana mocy silnika (N_e) w funkcji prędkości obrotowej turbiny sprężarki (n_{TK})



Obladzanie tunelu wlotowego wywołuje również dość chaotyczne zmiany kąta nastawienia łopatek aparatów kierujących sprężarki silnika. Jest to wynikiem dostosowywania pola przekroju wlotowego sprężarki do ustalonej dźwignią DSS prędkości obrotowej silnika ($\alpha_{DSS} = \text{const}$) w celu utrzymania parametrów pracy sprężarki zbliżonych do obliczeniowych (rys. 23 i rys. 24).

W wyniku przedstawionych zmian podstawowych parametrów pracy silnika nieznacznie się obniża, również w sposób dość chaotyczny, moc silnika (rys. 25 i rys. 26).

Na rys. 27a, b, c, d, e zobrazowane są kolejne fazy narastania lodu na elementach wlotu silnika.

Działanie wzmacniacza ogranicznika temperatury URT-27

Po wykonaniu prób kontrolnych pracy silnika, w celu przedmuchiania silnika i sprawdzenia możliwości jego uruchomienia wykonano zimny rozruch silnika. Po udanej próbie uruchomienia silnika proces uruchomienia powtórzono. Stwierdzono prawidłowość uruchamiania i pracy silnika oraz zgodność parametrów pracy z parametrami określonymi w warunkach technicznych (WT).

W czasie tej próby sprawdzono działanie wzmacniacza ogranicznika temperatury gazów wylotowych URT-27 przez symulowanie wzrostu temperatury gazów wylotowych (T_3). Praca URT-27 nie budziła zastrzeżeń – powodowała chwilowy spadek temperatury gazów (T_3) i prędkości obrotowej turbiny sprężarki (n_{TK}). Skuteczność działania URT-27 jest jednak ograniczona możliwością przelania się paliwa na ssącą stronę zaworu wykonawczego (rys. 28).

Charakter zmiany temperatury gazów wylotowych (T_3) w funkcji obrotów turbiny sprężarki (n_{TK}) pokazuje histerezę wynikającą

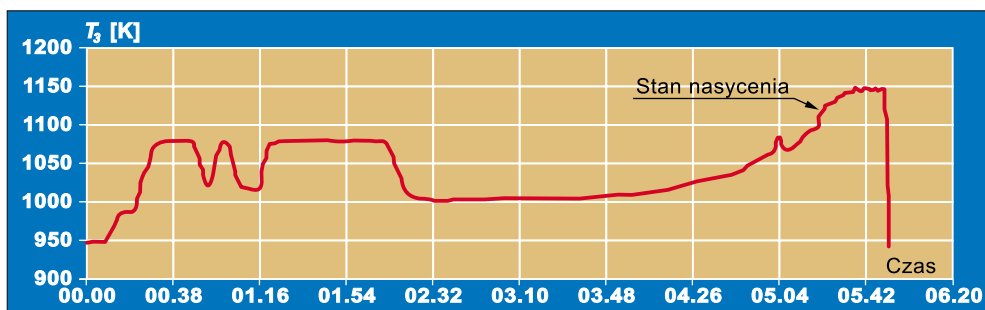
Rys. 27. Kolejne fazy narastania lodu na elementach wlotu silnika: a, b, c, d – wloty silnika pracującego, e - wlot po samoczynnym wyłączeniu się silnika

z bezwładności układu wykonawczego, która jednak wskutek nasycenia zespołu wykonawczego ulega zniekształceniu (rys. 29, rys. 30 i rys. 31). Natomiast chwilowy spadek obrotów turbiny sprężarki wywołuje dodatkowo dość istotne zmiany obrotów turbiny swobodnej (wolnej) – n_{TS} (rys. 32).

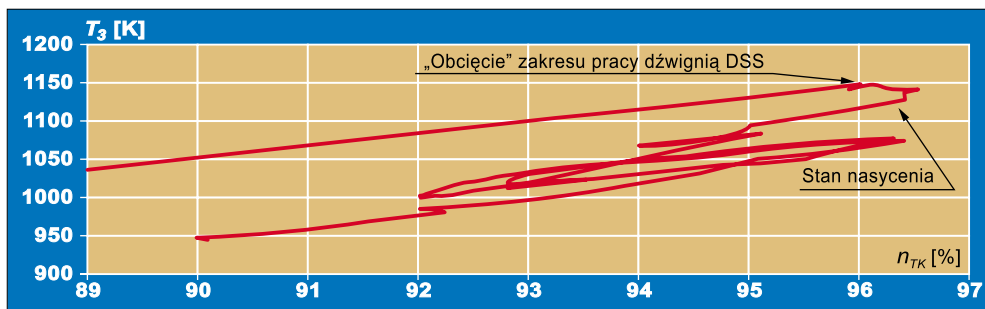
Ingerencyjne działanie wzmacniacza *URT-27* wywołuje również zmiany wartości innych parametrów silnie uzależnionych od ilości paliwa doprowadzanego do komory spalania, na przykład zmiany wartości jednostkowego zużycia paliwa (c_j) czy mocy silnika (N_e) – rys. 33 i rys. 35. Na wykresie

pokazującym charakter zmiany jednostkowego zużycia paliwa (c_j) i mocy silnika (N_e) w funkcji prędkości obrotowej turbiny sprężarki dostrzega się charakterystyczne histerezy, podobne jak dla temperatury T_3 podczas odcinania dopływu paliwa do komory spalania w wyniku działania wzmacniacza *URT-27* (parametry te są ze sobą ściśle związane) – rys. 34 i rys. 36.

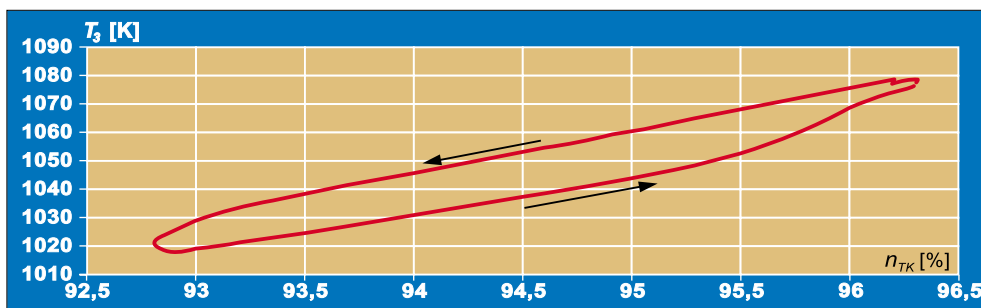
Działanie *URT-27* wpływa również na pracę mechanizacji sprężarki, o czym świadczy charakter zmiany kątów położenia łopatek nastawnych aparatów kierujących sprężarką – α_{AK} (rys. 37 i rys. 38).



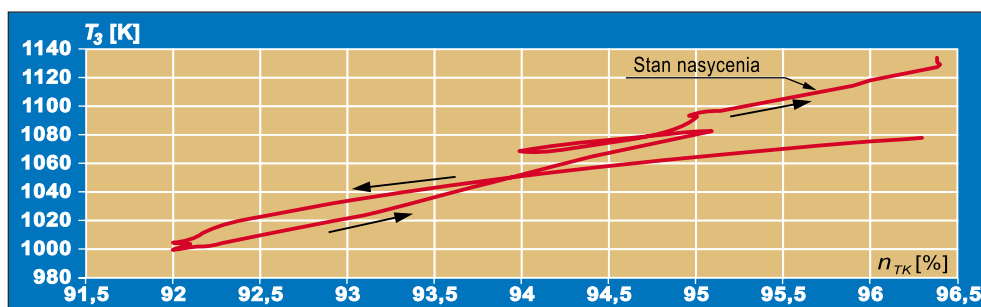
Rys. 28. Charakter zmiany temperatury gazów (T_3) podczas próby działania wzmacniacza ogranicznika temperatury *URT-27*



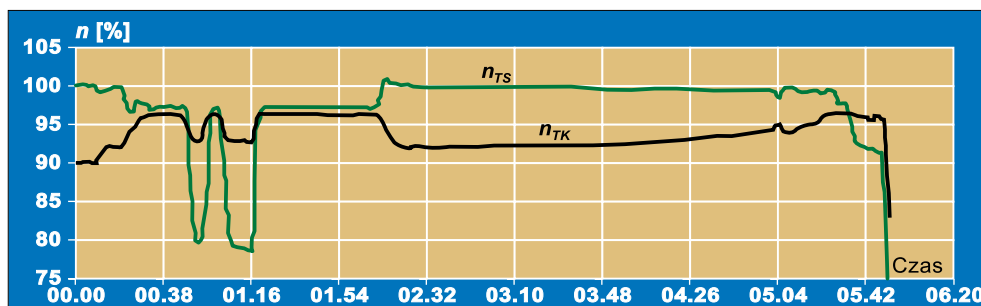
Rys. 29. Charakter zmiany temperatury gazów wylotowych (T_3) w funkcji obrotów turbiny sprężarki (n_{TK}) podczas próby działania wzmacniacza ogranicznika temperatury *URT-27* (widoczne histerezy chwilowych spadków temperatury oraz przebieg linii w stanie nasycenia zaworu wykonawczego)



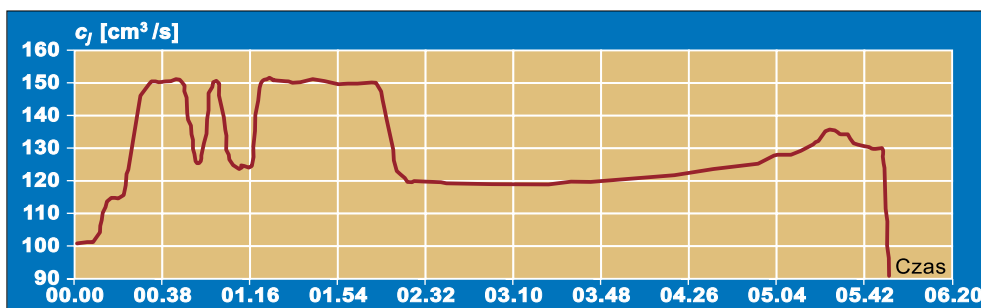
Rys. 30. Pojedyncza histereza zmiany temperatury gazów wylotowych (T_3) w funkcji obrotów turbiny sprężarki (n_{TK}) podczas próby działania wzmacniacza ogranicznika temperatury URT-27



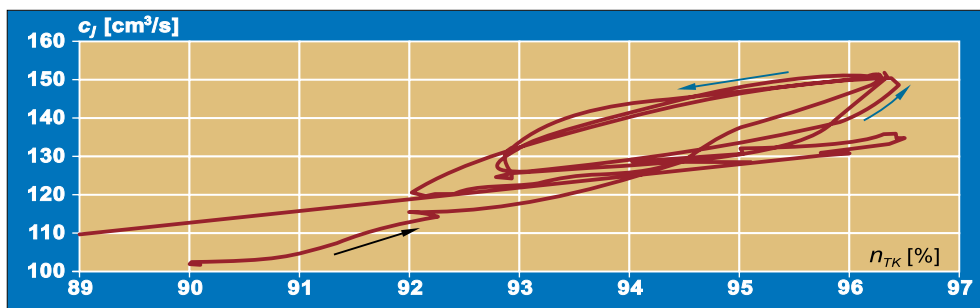
Rys. 31. Zmiana temperatury gazów wylotowych (T_3) w funkcji obrotów turbiny sprężarki (n_{TK}) w stanie nasycenia zaworu wykonawczego podczas próby działania wzmacniacza ogranicznika temperatury URT-27



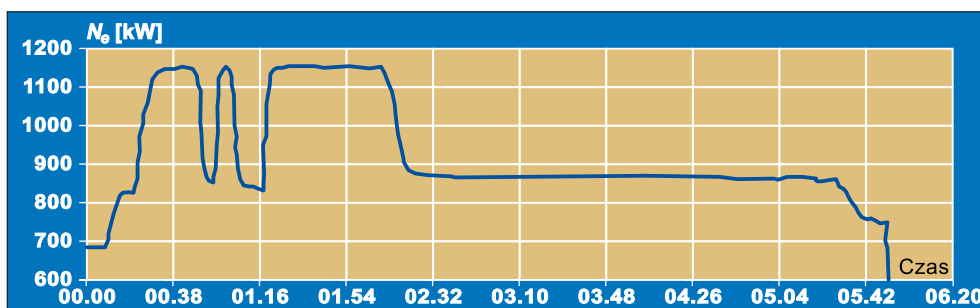
Rys. 32. Charakter zmiany obrotów turbiny sprężarki (n_{TK}) i turbiny swobodnej (n_{TS}) podczas próby działania wzmacniacza ogranicznika temperatury URT-27



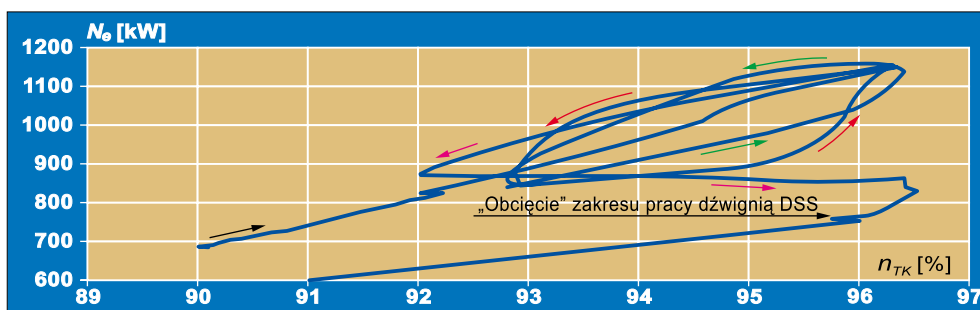
Rys. 33. Charakter zmiany jednostkowego zużycia paliwa (c_j) podczas próby działania wzmacniacza ogranicznika temperatury URT-27



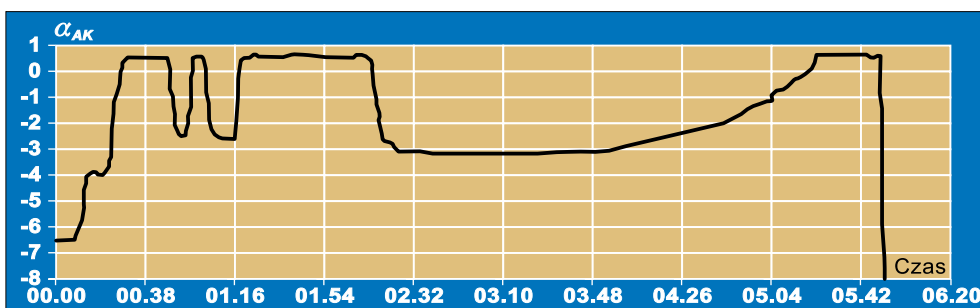
Rys. 34. Zmiana jednostkowego zużycia paliwa (c_j) w funkcji prędkości obrotowej turbiny sprężarki (n_{TK}) spowodowanej działaniem wzmacniacza ogranicznika temperatury URT-27



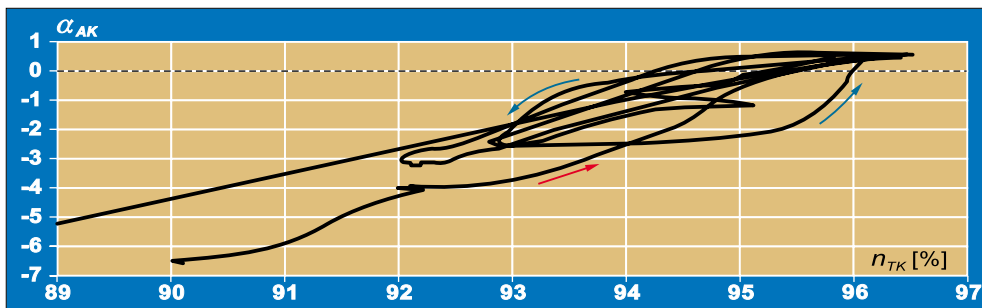
Rys. 35. Charakter zmiany mocy silnika (N_e) podczas próby działania wzmacniacza ogranicznika temperatury URT-27



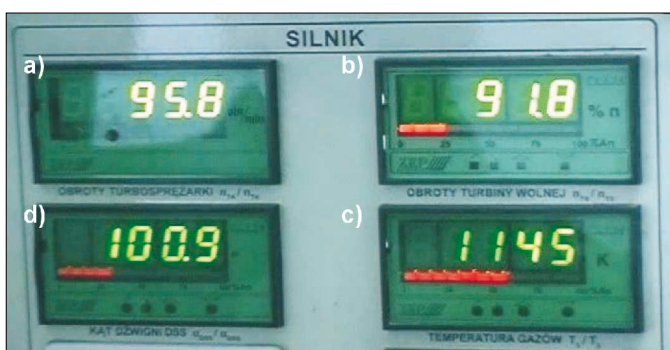
Rys. 36. Zmiana mocy silnika (N_e) w funkcji prędkości obrotowej turbiny sprężarki (n_{TK}) spowodowanej działaniem wzmacniacza ogranicznika temperatury URT-27



Rys. 37. Charakter zmiany kąta położenia łopatek nastawnego aparatu kierującego (α_{AK}) podczas próby działania wzmacniacza ogranicznika temperatury URT-27



Rys. 38. Charakter zmiany kąta położenia łopatek nastawnego aparatu kierującego (α_{AK}) w funkcji prędkości obrotowej turbiny sprężarki (n_{TK}) spowodowanej działaniem wzmacniacza ogranicznika temperatury URT-27



Rys. 39. Widok wskaźników podczas działania URT-27 w stanie „nasycenia”: a – obroty turbiny sprężarki, b – obroty turbiny wolnej, c – temperatury gazów T_3 , d – kąt położenia DSS (α_{DSS})

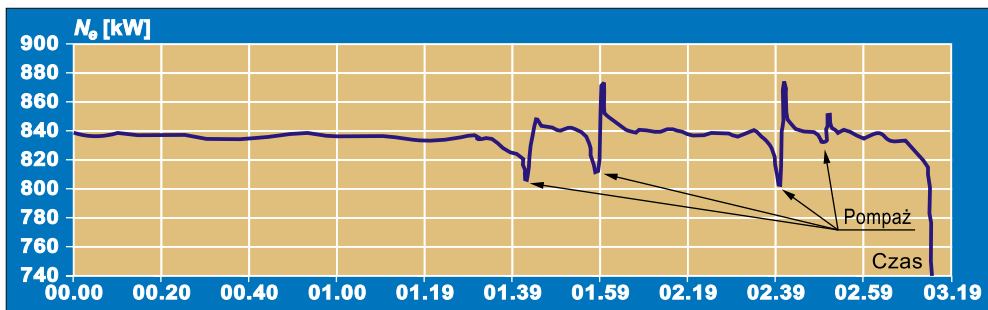
Wpływ warunków lodzenia i działanie sygnalizatora RIO-3

Podczas kolejnej próby silnika wykonywanej w hamowni doprowadzano mgłą wodną o zwiększonym wydatku (temperatura wody użytej do wytwarzania mgły wodnej wynosiła $+3,5\text{ }^{\circ}\text{C}$) w ujemnej temperaturze w hamowni (warunki otoczenia panujące na zewnątrz: temperatura $-8,3\text{ }^{\circ}\text{C}$, ciśnienie 761 mm Hg, wilgotność 93%; temperatura w hamowni $-2\text{ }^{\circ}\text{C}$) i badano wpływ intensywności lodzenia na czas do ewentualnego wyłączenia się silnika oraz próbowano określić moment zadziałania sygnalizatora instalacji przeciwołodzeniowej RIO-3, gdyby był zabudowany bezpośrednio przed tunelem wlotowym.

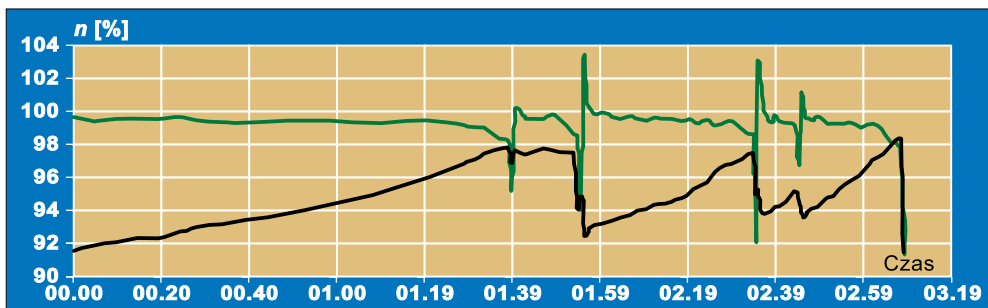
Opierając się na badaniu i wcześniejszych próbach, stwierdzono, że na intensywność lodzenia dość istotny wpływ mają warunki oto-

czenia oraz wydatek mgły wodnej napływającej do tunelu wlotowego. Szczególnie niebezpieczne jest równoczesne występowanie niskich temperatur otoczenia i bardzo dużej wilgotności powietrza.

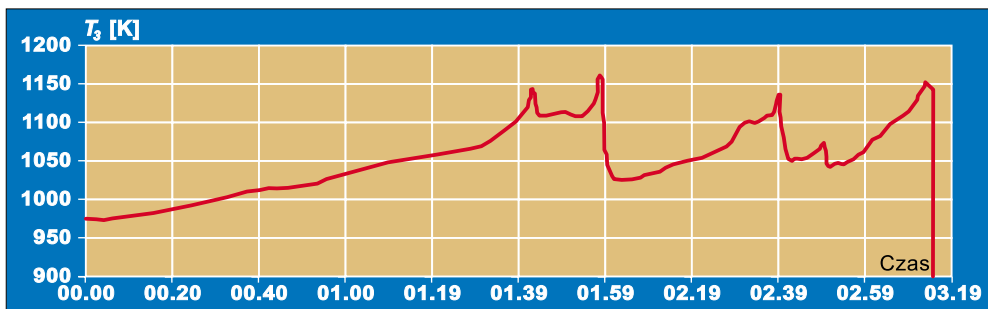
Podczas próby cztery razy wystąpił dość silny pompaż (niestateczna praca sprężarki), a przy piątym pompażu samoczynnie zgasł silnik. Pierwszy pompaż, objawiający się charakterystycznym dla silnych pompaży strzałem, nastąpił już po upływie 1 min i 40 s pracy silnika na zakresie przelotowym z dostarczaniem mgły wodnej. Z dużym prawdopodobieństwem można przypuszczać, że podczas lotu ten pompaż spowodowałby gwałtowne zgaśnięcie silnika. Całkowity czas pracy silnika do samoczynnego zgaśnięcia silnika wynosił 3 min i 10 s. Zadziałanie sygnalizatora instalacji przeciwołodzeniowej RIO-3 nastąpiło po upływie około 10 s od wystąpienia pierwszego pompażu.



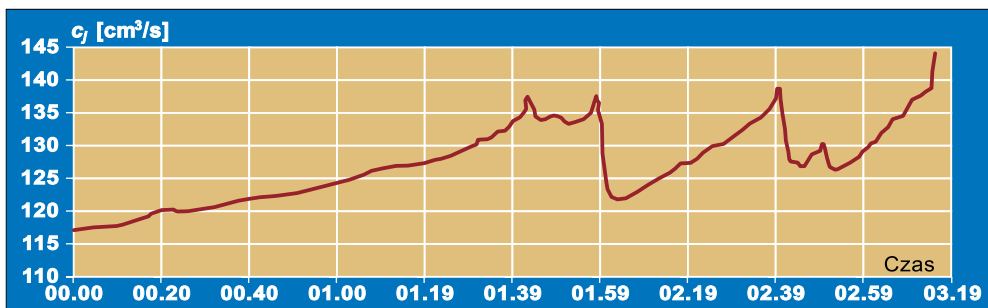
Rys. 40. Charakter zmiany mocy silnika (N_e) w czasie pompaży i w chwili zgaśnięcia silnika



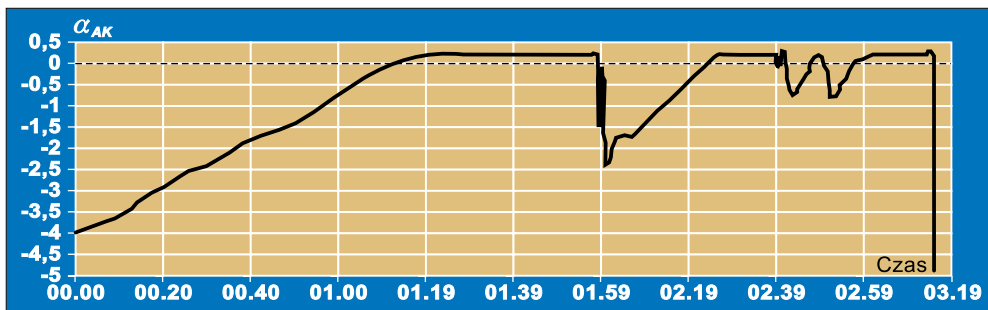
Rys. 41. Charakter zmiany obrotów turbiny sprężarki (n_{TK}) i obrotów turbiny swobodnej (n_{TS}) w czasie pompaży i w chwili zgaśnięcia silnika



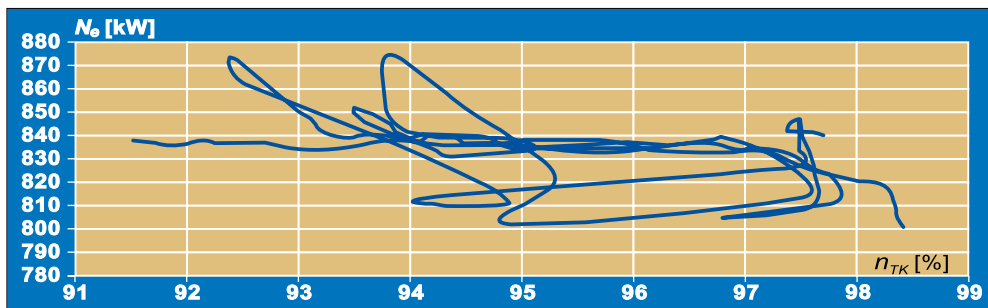
Rys. 42. Charakter zmiany temperatury gazów wylotowych (T_s) w czasie pompaży i w chwili zgaśnięcia silnika



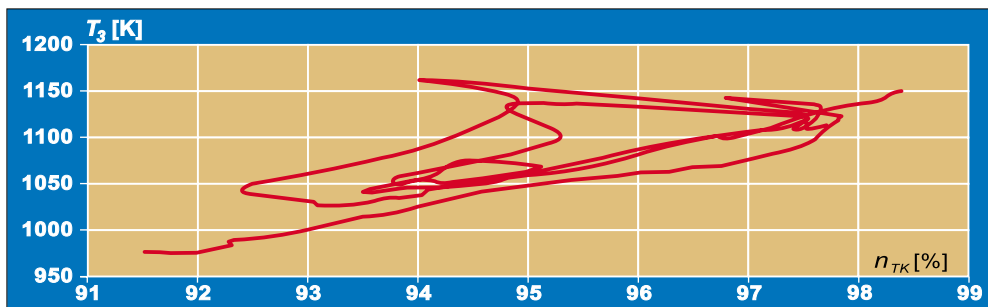
Rys. 43. Charakter zmiany jednostkowego zużycia paliwa (c) w czasie pompaży i w chwili zgaśnięcia silnika



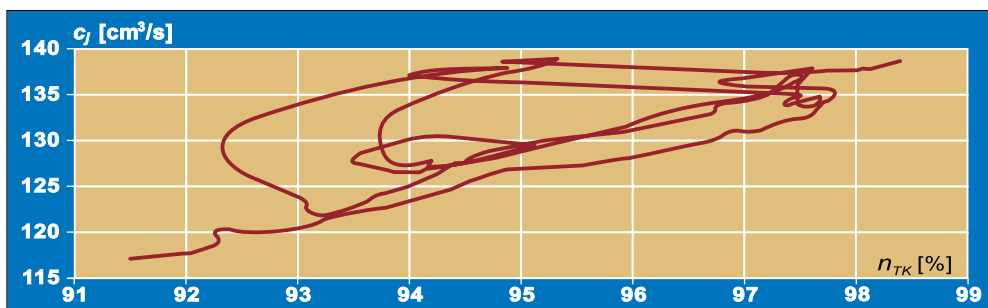
Rys. 44. Charakter zmiany kąta położenia łopatek nastawnego aparatu kierującego (α_{AK}) w czasie pompażu i w chwili zgaśnięcia silnika



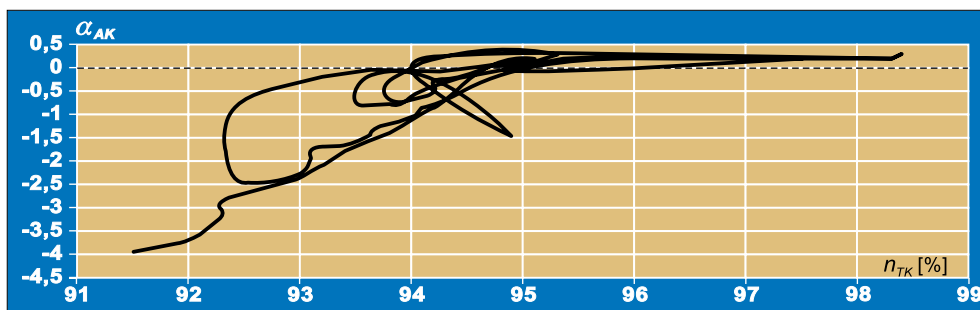
Rys. 45. Charakter zmiany mocy silnika (N_e) w funkcji obrotów turbiny sprężarki (n_{TK}) podczas pompażu i w chwili zgaśnięcia silnika



Rys. 46. Charakter zmiany temperatury gazów wylotowych (T_3) w funkcji obrotów turbiny sprężarki (n_{TK}) podczas pompażu i w chwili zgaśnięcia silnika



Rys. 47. Charakter zmiany jednostkowego zużycia paliwa (c_j) w funkcji obrotów turbiny sprężarki (n_{TK}) podczas pompażu i w chwili zgaśnięcia silnika



Rys. 48. Charakter zmiany kąta położenia łopatek nastawnego aparatu kierującego (α_{AK}) w funkcji obrotów turbiny sprężarki (n_{TK}) podczas pompażu i w chwili zgaśnięcia silnika

Charakter zmian podstawowych parametrów pracy silnika był podobny do charakteru zmian, jakie wystąpiły w czasie poprzednich prób, choć zmiany były trochę bardziej chaotyczne. Momenty wystąpienia pompażu są uwidocznione na schematach w postaci chwilowych spadków poszczególnych parametrów (od rys. 40 do rys. 44).

Wykresy odwzorowujące zmiany podstawowych parametrów pracy silnika w funkcji obrotów turbiny sprężarki (n_{TK}) pokazują znacznie bardziej chaotyczny przebieg tych zmian, widoczny w zniekształconych histerezach chwilowych spadków i wzrostów poszczególnych parametrów (rys. od 45 do 48).

Sprawdzenie skuteczności działania instalacji przeciwooblodzeniowej

Skuteczność działania instalacji przeciwooblodzeniowej została sprawdzona podczas kolejnej próby, w czasie której doprowadzono do wstępnego obładzania tunelu wlotowego (wywołującego już początkowe zmiany wartości podstawowych parametrów pracy silnika), a następnie włączono (ręcznie) nadmuch gorącego powietrza z komory spalania do przedniej podpory w tunelu wlotowym silnika. Stwierdzono dużą skuteczność takiego działania – osadzony lód uległ likwidacji. Sukcesywnie zwiększanie intensywności (wydatku) napływu mgły wodnej (od około 0,12 l/min do około 0,6 l/min) w warunkach ujemnej temperatury otoczenia w hamowni

(około -2°C) nie powodowało osadzania lodu na elementach tunelu wlotowego silnika. Efektywność działania instalacji przeciwooblodzeniowej została zarejestrowana na taśmie filmowej.

Próba ponownego uruchomienia silnika

Kolejna próba miała dać odpowiedź na pytanie, czy możliwe jest ponowne uruchomienie silnika, który wcześniej zgaśł wskutek obładzania tunelu wlotowego. Choć warunki panujące w hamowni nie odzwierciedlają warunków panujących podczas lotu śmigłowca w powietrzu (brak dodatkowego dynamicznego napływu strumienia powietrza do tunelu wlotowego), to wykonano symulację rozruchu silnika w sytuacji, gdy wartość obrotów turbiny sprężarki po zgaśnięciu silnika (autorotacja) wynosiła 10 - 20% (zgodnie z instrukcją techniki pilotowania śmigłowca *Mi-8* silnik można uruchamiać, gdy obroty turbiny sprężarki wynoszą poniżej 20%). Silnik uruchomił się, choć jego praca była niestabilna. Obroty turbiny zawiesiły się na wartości około 52%, po czym silnik został wyłączony. Ponowne uruchomienie silnika, gdy wartość obrotów turbiny (n_{TK}) była niemal zerowa, zakończyło się powodzeniem. Może to oznaczać, że uruchamianie silnika należy rozpocząć dopiero po oddaleniu się od miejsca występowania obładzania (oczywiście, jeśli wystarczający jest zapas wysokości lotu).

Wnioski

Z przeprowadzonych prób wynikają następujące wnioski:

- Podczas zasysania strumienia powietrza temperatura tego powietrza na odcinku od wlotu płatowcowego do palisady łopatek nastawnych aparatu kierującego obniża się o kilka stopni (podczas prób w hamowni na zakresie przelotowym bez napływu mgły wodnej – do 4 °C, natomiast podczas podawania mgły wodnej – do 6 °C).
- Obładzanie tuneli wlotowych silników następuje już w dodatnich temperaturach otoczenia i podczas podawania do wnętrza tunelu mgły wodnej, wywołuje to zaburzenia strumienia powietrza napływającego na pierwszy stopień aparatu kierującego sprężarki, może także być przyczyną blokowania lub nawet hamowania ruchu obrotowego wynikającego z programu regulacji mechanizacji sprężarki.

Wpływa to również na dość chaotyczne zmiany podstawowych parametrów pracy silnika, np. temperatury gazów wylotowych i prędkości obrotowej turbosprężarki (tendencja do wzrostu) oraz mocy silnika (tendencja do spadku).

W wyniku zmniejszania się przekroju wlotowego w procesie obładzania wlotu następują zaburzenia masowego wydatku powietrza wpływającego do sprężarki, z odezwaniem strug od krawędzi natarcia od strony ich grzbietu, co powoduje nieobliczeniową pracę stopni wejściowych. Jest to szczególnie niebezpieczne, gdyż prowadzi do rozprzestrzeniania się zaburzeń wzdłuż całego traktu gazowego sprężarki i w efekcie do niestatecznej pracy sprężarki – pompażu objawiającego się gwałtownym, zwrotnym przepływem powietrza, z charakterystycznym efektem dźwiękowym przypominającym strzał. Powoduje to zgaśnięcie silnika, co potwierdzono podczas próby silnika w hamowni w warunkach zbliżonych do istniejących podczas lotu wykonanego 4 grudnia 2003 roku (temperatura powietrza w hamowni bliska zera,

wilgotność 87%, ciśnienie 983 hPa, temperatura wody użytej do wytwarzania mgły wodnej +2,5 °C, wydatek mgły wodnej około 0,17 l/min). Silnik w hamowni zgasł po upływie 7 min i 56 s od rozpoczęcia podawania mgły wodnej.

- Warunki otoczenia oraz wydatek mgły wodnej dopływającej do wlotu silnika mają istotny wpływ na czas i intensywność obładzania elementów wlotu silnika. Szczególnie niebezpieczne jest równoczesne występowanie temperatury powietrza bliskiej zera oraz bardzo dużej wilgotności. Potwierdza to kolejna przeprowadzona w hamowni próba, podczas której w wyniku obładzania elementów wlotu silnika (w temperaturze powietrza w hamowni około –2 °C, wilgotności około 93%, ciśnieniu 761 mmHg oraz temperaturze wody użytej do wytwarzania mgły wodnej +3,5 °C i zwiększonym wydatku tej mgły do około 0,5 l/min) wystąpiły pompaże: cztery dość silne i piąty, który spowodował samoczynne zgaśnięcie silnika. Pompaż pierwszy, charakteryzujący się odgłosem strzału, nastąpił już po upływie 1 min i 40 s od rozpoczęcia próby. **Z dużym prawdopodobieństwem można przypuszczać, że podczas lotu doprowadziłby do gwałtownego zgaśnięcia silnika.** Sygnalizator instalacji przeciwooblodzeniowej *RIO-3* zadziałał 8 - 10 s po pierwszym pompażu silnika. Sygnalizator *RIO-3* eksperymentalnie został zamontowany w innym miejscu niż przewidziane konstrukcyjnie, mianowicie bezpośrednio przed wlotem silnika. Miało to na celu wskazanie na ewentualną zwłokę w zadziałaniu sygnalizatora umieszczonego w takim położeniu. W rzeczywistości ta zwłoka może być jeszcze większa ze względu na położenie sygnalizatora między wlotami silników, w odległości około 1,75 m za nimi i około 0,5 m powyżej ich osi poprzecznej, tj. bezpośrednio w przekroju wlotowym turbochłodnicy.
- Działanie instalacji przeciwooblodzeniowej (gdy włączony był nadmuchiwanie gorącego powietrza z komory spalania) poprzez zawór przeciwooblodzeniowy było skuteczne nawet

wtedy, gdy wcześniej stwierdzono już dość znaczne oblodzenie elementów tunelu wlotowego silnika. Potwierdzono to podczas kolejnej próby w hamowni, gdy dokonano wstępnego obladzania elementów wlotu silnika i następnie ręcznie włączono instalację przeciwooblodzeniową. W trakcie jej działania sukcesywnie zwiększano intensywność podawania mgły wodnej od około 0,12 l/min (wartość bliska istniejącej podczas krytycznego lotu) do około 0,6 l/min. Obładzanie nie występowało.

- Istnieje możliwość ponownego uruchomienia silnika w powietrzu po jego zgaśnięciu w wyniku obladzania, choć wtedy działanie silnika nie jest całkowicie prawidłowe. Podczas przeprowadzania próby ponownego uruchomienia silnika obroty zawiesiły się na wartości około 52%, po czym wyłączono silnik. Ponowna próba uruchomienia silnika po zatrzymaniu turbiny sprężarki zakończyła się powodzeniem.
- Działanie wzmacniacza ogranicznika temperatury *URT-27* pozwala na korygowanie temperatur gazów wylotowych (T_3) przez

chwilowe zmniejszanie ilości paliwa podawanego do komory spalania. Powoduje to jednocześnie chwilowe spadki obrotów turbiny sprężarki (n_{TK}). Skuteczność *URT-27* jest jednak ograniczona ze względu na możliwości przelewania się paliwa na ssącą stronę zaworu wykonawczego.

- Erozyjne uszkodzenia krawędzi natarcia piór łopatek pierwszego stopnia wirnika sprężarki, jakie stwierdzono podczas przeglądów endoskopowych przed badaniem, są typowe w procesie eksploatacji, podobnie jak typowe są miejscowe wypalenia warstwy wierzchniej wewnętrznych powierzchni rur żarowych czy miejscowe wypalenia na powierzchniach piór łopatek pierwszego stopnia wirników turbiny sprężarki. Po kolejnych próbach obladzania wlotu silnika stwierdzono nieznaczne różnice w stosunku do stanu sprzed prób, głównie w postaci erozyjnego zużycia krawędzi natarcia piór łopatek pierwszego stopnia wirnika sprężarki. Stan innych powierzchni nie odbiegał od stanu, jaki stwierdzono podczas pierwszego przeglądu.

The author presents results of the test carried out on an engine of a *Mi-8* helicopter, in order to explain the reasons for automatic disengaging of the engine during the flight on December 4, 2003. During the tests there was an attempt to establish, among others: the influence of icing of the intake and the compressor control on the basic parameters of engine work and effective working of the anti-icing system.