

Mirosław KOWALSKI¹

PRACA SILNIKA TURBOŚMIGŁOWCOWEGO W WARUNKACH OBLADZANIA TUNELU WLOTOWEGO

W referacie przedstawiono warunki do powstania oblodzenia silnika turbośmigłowego typu TW2-117 zabudowanego na śmigłowcu Mi-8. Przedstawiono zmianę podstawowych parametrów pracy tego silnika. Wykazano dość chaotyczną zmianę tych parametrów po wystąpieniu oblodzenia tunelu wlotowego silnika oraz bardzo istotną zmianę temperatury na odcinku od przekroju wlotowego silnika i przekroju na wejściu do wlotowego aparatu kierującego, która może wywoływać oblodzenie łopatek kierowniczych sprężarki i tym samym zaburzyć przepływ strumienia wlotowego. Zjawisko to jest przyczyną powstawania pompażu silnika, który w ostateczności może wywołać zgaśnięcie silnika. Przeprowadzone badania oparto na parametrach pracy silnika TW2-117 jakie wystąpiły podczas zdarzenia lotniczego w 2004 r. na śmigłowcu Mi-8.

OPERATIONS OF THE PROPELLER TURBINE ENGINE UNDER INLET TUNNEL'S ICING CONDITIONS.

This paper describes conditions of icing formation on the propeller turbine engine TW2-117 type mounted on the Mi-8 helicopter. Moreover it presents the change of the basic operational parameters of the engine. Furthermore, there are also shown quite chaotic changes of these parameters after icing of the engine's intake tunnel as well as very significant temperature change between the engine inlet cross-section and the entrance stator cross section, which can cause icing of the stator blades of the compressor and thereby disrupt the inlet stream's flow. This effect results in engine's "compressor stall", that eventually can cause the engine shutdown. Conducted studies are based on the TW2-117 engine operational parameters recorded during the Mi-8 helicopter's air incident in 2004.

1. WSTĘP

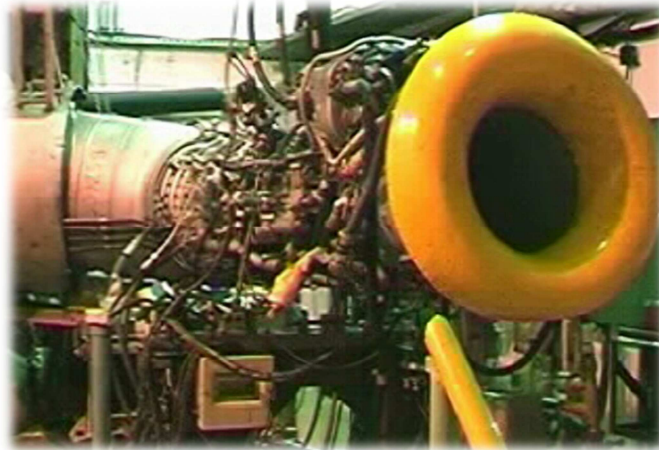
W okresie jesienno-zimowym eksploatację statków powietrznych oraz ich wyposażenia znacznie komplikują zmienne warunki atmosferyczne.

Szczególnie groźne jest występowanie oblodzenia, które znacznie pogarsza własności lotne statku powietrznego, zwiększa jego masę, zmniejsza moc i ciąg silnika. Dlatego też w celu określenia wpływu zjawiska obladzania tunelu wlotowego turbośmigłowego

¹Institut Techniczny Wojsk Lotniczych; 01-494 Warszawa, ul. Księcia Bolesława 6.

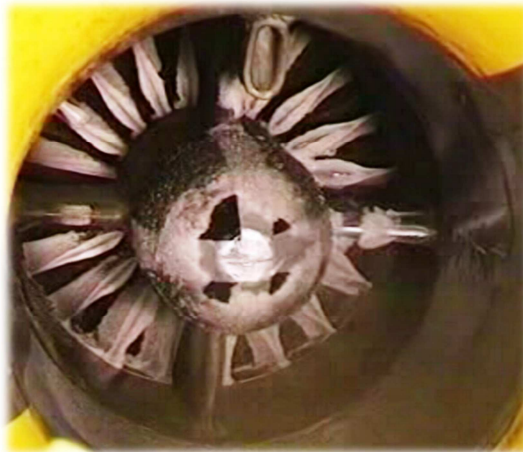
Tel.: +48 22 685-11-04, Fax: +48 22 685-10-13, e-mail: miroslaw.kowalski@itwl.pl

silnika typu TW2-117 na jego pracę i uzyskiwane wartości podstawowych parametrów pracy, przeprowadzono próby hamowniane na stoisku w WZL-3 Dęblin.



Rys. 1 Widok zabudowanego silnika TW2-117 na stoisku hamownianym

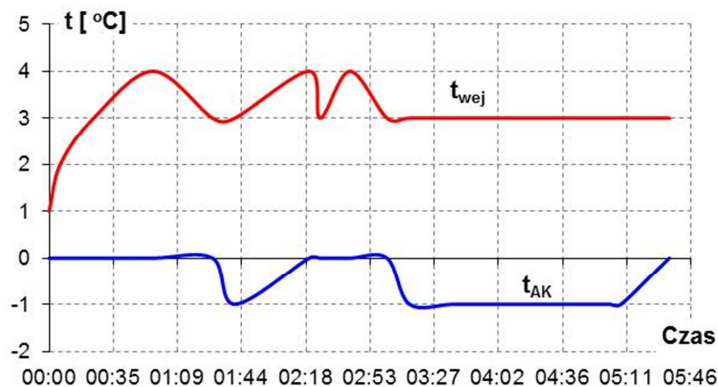
Najkorzystniejszymi warunkami dla wystąpienia oblodzenia jest stan, gdy utrzymuje się bardzo duża wilgotność powietrza, przy jednoczesnym występowaniu temperatury powietrza poniżej $+5^{\circ}\text{C}$. Oblodzenie wlotów kanałów doprowadzających powietrze do silników turbinowych powoduje zaburzenie przepływającego strumienia powietrza, co z kolei, prowadzi do powstawania niebezpiecznych drgań łopatek sprężarki. Ponadto, łopatki mogą zostać uszkodzone przez odrywające się kawałki lodu. Sprężarka z powodu oblodzenia łopatek pracuje niestannie – jest to wynikiem zmiany sił masowych i aerodynamicznych, co w efekcie doprowadza do tzw. pompażu sprężarki silnika. To zaś może spowodować wyłączenie lub nawet uszkodzenie zespołu napędowego.



Rys. 2 Widok oblodzonego tunelu wlotowego oraz wlotowego aparatu kierowniczego sprężarki silnika TW2-117

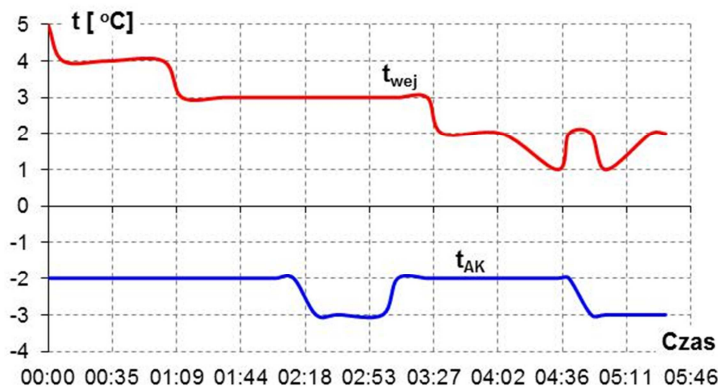
2. WYNIKI BADAŃ

Podczas przeprowadzonych, wstępnych prób na hamowni, na silniku turbośmigłowym typu TW2-117 wykazano, że w przestrzeni pomiędzy nadajnikiem zabudowanym przed tunelem wlotowym i nadajnikiem zabudowanym przed łopatkami nastawnego aparatu kierowniczego sprężarki występuje spadek temperatury powietrza do około $3-4^{\circ}\text{C}$ (bez napływu czynnika wywołującego oblodzenie tunelu wlotowego).



Rys. 3 Bezwzględna różnica temperatur na wejściu do tunelu i w przekroju wlotowego aparatu kierującego silnika TW2-117 bez napływu czynnika oblodzającego (odcinek ok. 40 cm)

Kolejna próba, podczas której wywołano oblodzenie przez doprowadzanie „mgły” wodnej bezpośrednio do tunelu wlotowego, spowodowała, w efekcie końcowym jego samoczynne zgaśnięcie. Silnik pracował na zakresie przelotowym. Natomiast stwierdzona - poprzednio - różnica temperatur powietrza w przestrzeni pomiędzy tunelem wlotowym i łopatkami nastawnego aparatu kierowniczego sprężarki uległa zwiększeniu do $5-6^{\circ}\text{C}$.



Rys. 4 Bezwzględna różnica temperatur na wejściu do tunelu i w przekroju wlotowego aparatu kierującego silnika TW2-117 z napływem czynnika oblodzającego (odcinek ok. 40 cm)

Warunki otoczenia panujące podczas tej próby na zewnątrz hamowni, to:

- temperatura $-2,4^{\circ}\text{C}$, wewnątrz hamowni temperatura wynosiła 0°C ,
- ciśnienie 983 hPa,
- wilgotność 87%.

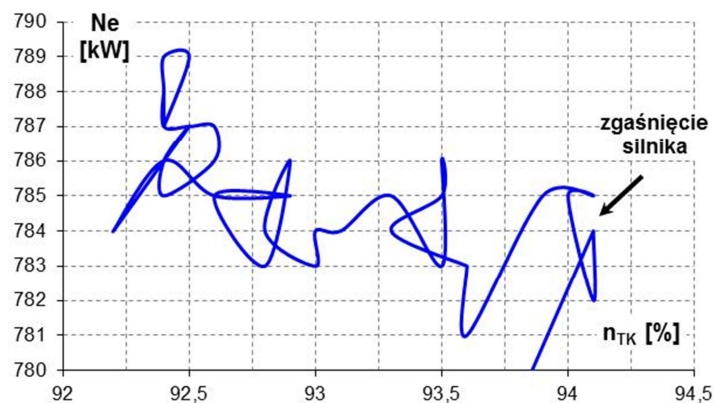
Temperatura wody użytej do wytwarzania „mgły” wodnej wynosiła $+2,5^{\circ}\text{C}$, wydatek około 0,17 l/min., wielkość kropelek poniżej $100\ \mu\text{m}$. Czas od momentu podania „mgły” wodnej do jego samoczynnego zgaśnięcia wynosił 7 min 56 s).

Stwierdzono nieregularne zmiany podstawowych parametrów pracy silnika, jak np.:

- moc silnika



Rys. 5 Zmiana mocy silnika podczas próby z napływem czynnika obładzającego

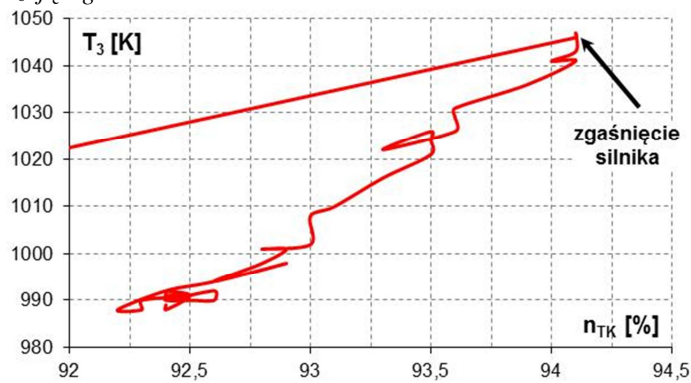


Rys. 6 Zmiana mocy silnika w funkcji prędkości obrotowej turbosprężarki

- temperatura gazów wylotowych



Rys. 7 Zmiana temperatury gazów wylotowych podczas próby z napływem czynnika obciążającego

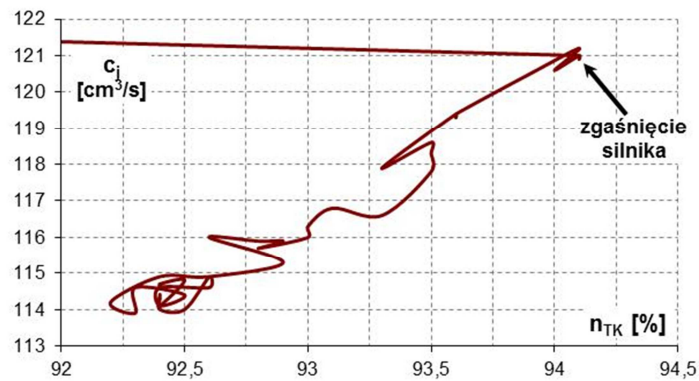


Rys. 8 Zmiana temperatury gazów wylotowych w funkcji prędkości obrotowej turbosprężarki

- jednostkowe zużycie paliwa

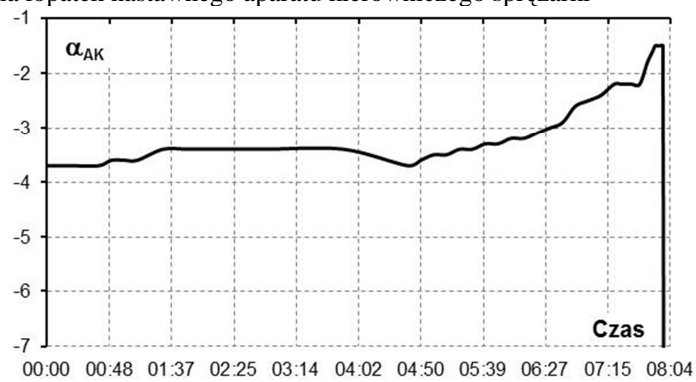


Rys. 9 Zmiana jednostkowego zużycia paliwa podczas próby z napływem czynnika obciążającego

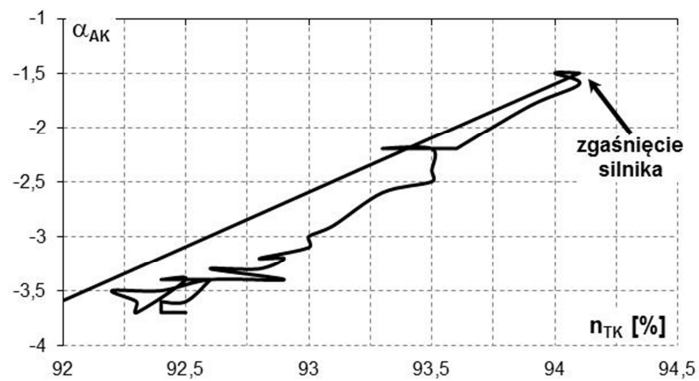


Rys. 10 Zmiana jednostkowego zużycia paliwa w funkcji prędkości obrotowej turbosprężarki

- kąt położenia łopatek nastawnego aparatu kierowniczego sprężarki



Rys. 11 Zmiana kąta położenia łopatek nastawnego aparatu kierowniczego sprężarki



Rys. 12 Zmiana kąta położenia łopatek nastawnego aparatu kierowniczego w funkcji prędkości obrotowej turbosprężarki

Podczas kolejnej próby doprowadzano „mgłę” wodną o zwiększonym wydatku (do około 0,5 l/min przy temperaturze wody użytej do wytwarzania „mgły” wodnej $+3,5^{\circ}\text{C}$), przy ujemnej temperaturze w hamowni -2°C (warunki otoczenia panujące na zewnątrz hamowni: temperatura $-8,3^{\circ}\text{C}$, ciśnienie 761 mmHg, wilgotność 93%). Podczas próby wystąpiły kolejno 4 dość „głębokie” pompaże (niestateczna praca sprężarki), a przy piątym wystąpiło samoczynne zgaśnięcie silnika.



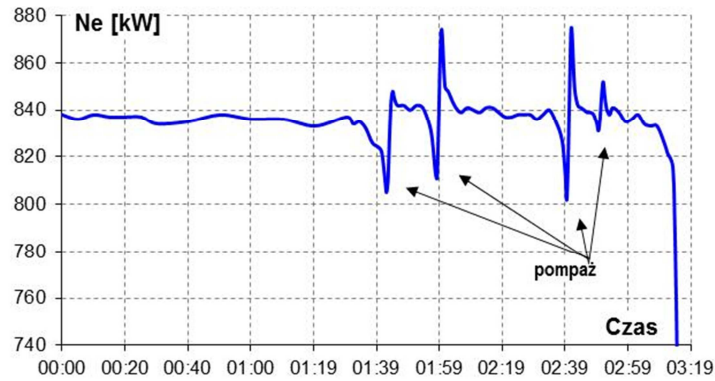
Rys. 13 Widok tunelu wlotowego silnika tuż po piątym (ostatnim) pompażu

Pompażem nazywa się niestateczny zakres pracy sprężarki, powstający przy okresowym odrywaniu się strumienia powietrza z łopatek roboczych poszczególnych stopni lub łopatek kierujących w wyniku nieobliczeniowych warunków ich opływu. W takim przypadku pojawiają się silne pulsacje strumienia powietrza przepływającego przez silnik, co wpływa na ton pracy sprężarki, który staje się bardziej wysoki, pojawiają się obce dźwięki (syczenie, furkotanie), powstają drgania i wystrzały w silniku, które przenoszą się na cały śmigłowiec i są odczuwalne w kabinie załogi. Przemieszczające się pulsujące ciśnienia powietrza w sprężarce od tyłu do przodu i odwrotnie nazywa się pompowaniem silnika lub wprost pompażem.

Pierwszy pompaż z charakterystycznym „strzałem” nastąpił już po 1 min. i 40 sek. pracy silnika na zakresie przelotowym i dostarczaniu „mgły” wodnej. Podczas lotu, z dużym prawdopodobieństwem można przypuszczać, że zakończyłby się gwałtownym zgaśnięciem silnika. Całkowity czas pracy silnika do jego samoczynnego zgaśnięcia wynosił 3 min. i 10 sek. Zadziałanie sygnalizatora instalacji przeciwołodziowej RIO-3 nastąpiło po pierwszym pompażu, po około 10 sek.

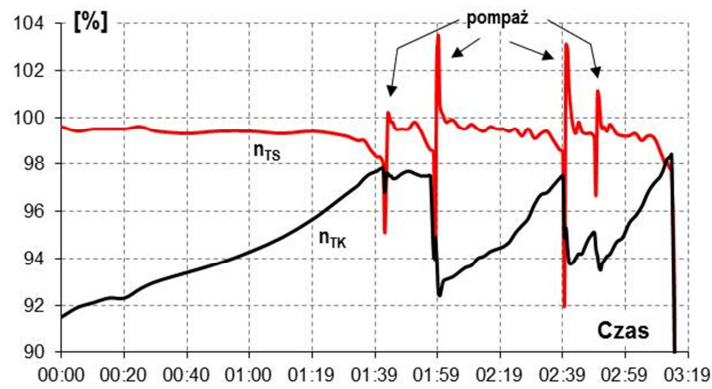
Stwierdzony charakter zmiany podstawowych parametrów pracy silnika był zbliżony z wynikami prób poprzednich, na których dodatkowo pojawiły się nieliniowe skoki parametrów w momentach wystąpienia pompaży sprężarki:

- moc silnika



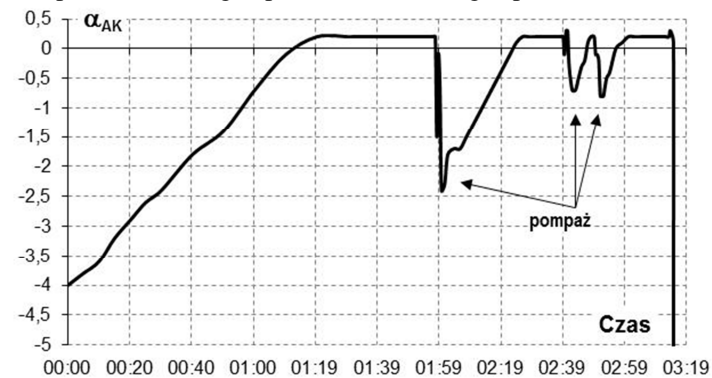
Rys. 14 Zmiana mocy silnika podczas próby

- obroty turbiny sprężarki i turbiny wolnej



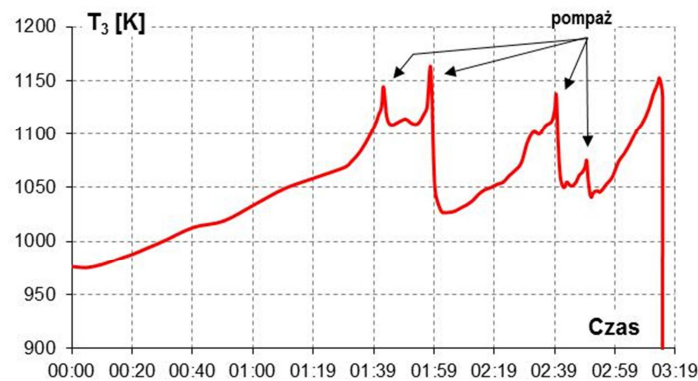
Rys. 15 Zmiana prędkości obrotowej turbosprężarki i turbiny napędowej

- kąt położenia łopatek nastawnego aparatu kierowniczego sprężarki



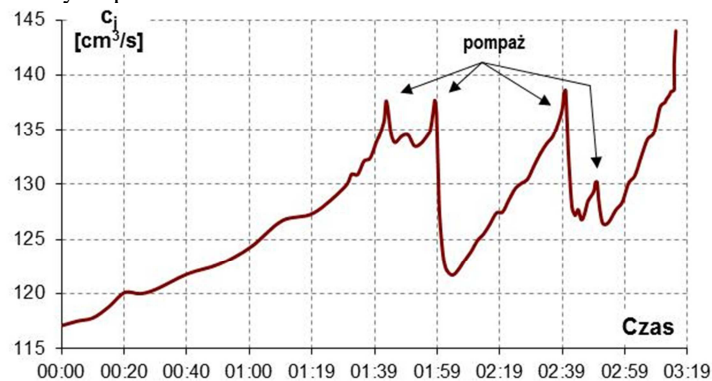
Rys. 16 Zmiana kąta położenia łopatek nastawnego aparatu kierowniczego sprężarki

- temperatura gazów wylotowych



Rys. 17 Zmiana temperatury gazów wylotowych

- jednostkowe zużycie paliwa silnika



Rys. 18 Zmiana jednostkowego zużycia paliwa

3. PODSUMOWANIE

Z przeprowadzonych prób wynika, że:

- podczas zasysania strumienia powietrza następuje obniżanie jego temperatury na odcinku wlotu płatowcowy – palisada łopatek nastawnych aparatu kierującego, o kilka stopni (według prób na hamowni, na zakresie przelotowym, bez napływu „mgły” wodnej 3-4⁰C, z napływem do około 5-6⁰C;
- obładzanie tuneli wlotowych silników zachodzi już przy dodatnich temperaturach otoczenia i podawanej do wnętrza tunelu „mgły” wodnej, co wywołuje zaburzenia strumienia powietrza napływającego na I stopień aparatu kierującego sprężarki, jak również może być przyczyną blokowania lub nawet hamowania ich ruchu obrotowego wynikającego z programu regulacji mechanizacji sprężarki.

Wpływa to również na dość nieregularną zmianę podstawowych parametrów pracy silnika, jak np. temperatury gazów wylotowych, prędkości obrotowej turbosprężarki, z tendencją do ich wzrostu oraz mocy silnika z tendencją do jej nieznacznego spadku

- Próby na hamowni wykazały z dużym prawdopodobieństwem, że podczas lotu, w sprzyjających warunkach do oblodzenia, jego samoczynne zgaśnięcie może wystąpić już po jednej minucie lotu. Zjawiskiem poprzedzającym zgaśnięcie silnika jest pompaż (niestateczna praca sprężarki), słyszany przez załogę jako charakterystyczny strzał.

Dlatego też niezmiernie istotnym jest, aby podczas lotów w warunkach jesienno-zimowych, gdzie temperatura otoczenia jest tylko nieznacznie powyżej zera stopni i przy dużej wilgotności powietrza, włączać automatycznie instalacje ogrzewania tunelu wlotowego silników.

Należy także rozpatrzyć możliwość zmiany położenia czujnika oblodzenia bliżej przekroju wlotowego aparatu kierowniczego silników.

4. BIBLIOGRAFIA

- [1] Chachurski R., Drozdowski Z., Jasiński J., Kowaleczko G., Kroszczyński K., Michałowski R., Panas A., Pietrek S., Sobieraj W., Wrzesień S.: *Oblodzenie statków powietrznych*, Wydawnictwo Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, Warszawa, 2005
- [2] Chachurski R., Kowaleczko G.: *Wpływ oblodzenia statków powietrznych na pracę silników turbinowych*. Przegląd Sił Powietrznych, Listopad 2004.
- [3] Drozdowski Z., Musiał C.: *Silniki TW2-117 swoim sygnalizatorem oblodzenia*. Przegląd Sił Powietrznych, Marzec 2005.
- [4] Dzierżanowski P., Kordziński W., Otyś J., Szczeciński S., Wiatrek R.: *Turbinowe silniki śmigłowe i śmigłowcowe, Napędy Lotnicze*, WKiŁ, Warszawa 1983.
- [5] Gajewski T.: *Turbinowe napędy lotnicze. Podstawy teorii i eksploatacji dla pilota*. Podręcznik. DWL, Poznań 1984.
- [6] Kowalski M., Podskarbi S., Szczepanik R., Witoś M.: *Condition-based maintenance of turbojet engines based on compressor blade vibration measuring method*. Symposium, Pisa, September 2000.