

Seria: MECHANIKA z. 122

Nr kol. 1267

Mirosław MUSZYŃSKI, Marek ORKISZ
Katedra Techniki Lotniczej
Wyzsza Szkoła Oficerska Sił Powietrznych
Dęblin

WPLYW LUZU WIERZCHOŁKOWEGO ŁOPATEK SPRĘŻARKI OSIOWEJ NA CZAS AKCELERACJI

Streszczenie. Przedstawiono zależność opisującą czas akceleracji turbinowego silnika odrzutowego. Rozwijając ją w szereg Taylora określono parametry wrażliwości. Na przykładzie zmiany wartości luzu wierzchołkowego łopatek sprężarki wykazano atrakcyjność praktyczną takiego sposobu modelowania.

EFFECT OF THE TURBINE BLADE CLEARANCE OF THE AXIAL - FLOW COMPRESSOR ON THE ACCELERATION TIME

Summary. We have shown the acceleration time of a turbojet engine solving it in a Taylor Series describing parameters of sensitivity. On the example of changing the value of turbine blade clearance of the compressor showing the practical attractiveness of this kind of modelling.

ВЛИЯНИЕ ВЕРШИННОГО ЗАЗОРА ЛОПАТОК ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА НА ВРЕМЯ УСКОРЕНИЯ

Резюме. Представлено зависимость описующую время ускорения турбореактивного двигателя. Расвивать её в ряд **Taylor**, определено параметры чувствительности. На примере изменения значения вершинного зазора лопаток компрессора показано практическую увлекательность такого метода моделирования.

OZNACZENIA

- Ch - godzinowe zużycie paliwa
 D - maksymalna średnica stopnia
 H - wysokość lotu
 J - moment bezwładności wirnika
 K - ciąg
 Ma - Liczba Macha
 R - stała gazowa
 Re - liczba Reynoldsa
 σ_{at} - odchylenie standardowe
 T - czas związany z eksploatacją zespołu napędowego, temperatura
 V - prędkość lotu
 c_j - jednostkowe zużycie paliwa
 k - wykładnik izentropii
 k_j - ciąg jednostkowy
 T_s - współczynnik usytuowania upustu w sprężarce
 n - względna prędkość obrotowa silnika
 p - ciśnienie
 δ - względny luz wierzchołkowy łopatek sprężarki
 t - czas akceleracji
 Π_s^* - spręż sprężarki
 η_s - sprawność sprężarki
 v - współczynnik ilości upuszczanego powietrza
 φ - kąt ustawienia łopatek kierowniczych sprężarki
 τ - czas bieżący
 Z_s - współczynnik zapasu stateczności sprężarki w stanie ustalonym
 Z_p - współczynnik zapasu stateczności sprężarki w stanie przejściowym (podczas akceleracji)

indeksy

- H - odpowiadające $H = 0m$
 k - końcowe
 o - odniesienie
 p - początkowe
 ps - powietrze suche
 pw - powietrze wilgotne
 r - rzeczywiste
 AW - Atmosfera Wzorcowa

1. WSTĘP

W znakomitej większości przypadków klasyczna teoria silników lotniczych oferuje użytkownikom charakterystyki turbinowych silników odrzutowych w ujęciu statycznym. Przedstawia więc parametry użytkowe w zależności od określonych parametrów stanu, którymi są: prędkość obrotowa (n), prędkość (V) i wysokość (H) lotu w postaci związku [2] [5]

$$k; k_{\psi}; C_k; c_j = f(\bar{n}; V, H) \quad (1)$$

W przypadku silników stosowanych w lotnictwie wojskowym równorzędne miejsce przynależne jest charakterystynom dynamicznym, czyli takim, które przedstawiają sobą relację między parametrami użytkowymi a parametrami stanu określonymi wyżej i czasem akceleracji

$$k; k_{\psi}; C_k; c_j = f(\bar{n}; V; H); t \quad (2)$$

Na wyróżnienie zasługuje w tym rozumieniu również charakterystyka czasu akceleracji, czyli jego związek z określonymi parametrami lotu samolotu oraz parametrem określającym wzajemne położenie granicy pracy statecznej sprężarki i linii współpracy turbiny ze sprężarką reprezentowanym ogólnie przez zapas stateczności sprężarki (ΔZ),

$$t = f(V; H; \Delta Z) \quad (3)$$

Wartość czasu akceleracji decyduje o bezpieczeństwie wykonywania lotu (np. nieudane podejście do lądowania), a także w sposób jednoznaczny wpływa na dynamikę prowadzenia walki manewrowej.

Dla współczesnych silników lotniczych jego wartość zawiera się w przedziale od 5 ... 15 sek. Decydują o niej tak parametry konstrukcyjne silnika, jak i zmiana warunków lotu oraz zużycie się podzespołów tworzących architekturę silnika. Tak więc w eksploatacji silników lotniczych czas akceleracji jest parametrem użytkowym ale może stanowić również parametr diagnostyczny.

2. ZWIĄZKI WYJŚCIOWE

Na podstawie [6] można przyjąć, że czas akceleracji opisuje zależność

$$t = \frac{K_T}{K_P} \int_{n_p}^{\bar{n}_k} K_Z(\bar{n}) \bar{n}^{\frac{2(l-k)}{k}} d\bar{n} \quad (4)$$

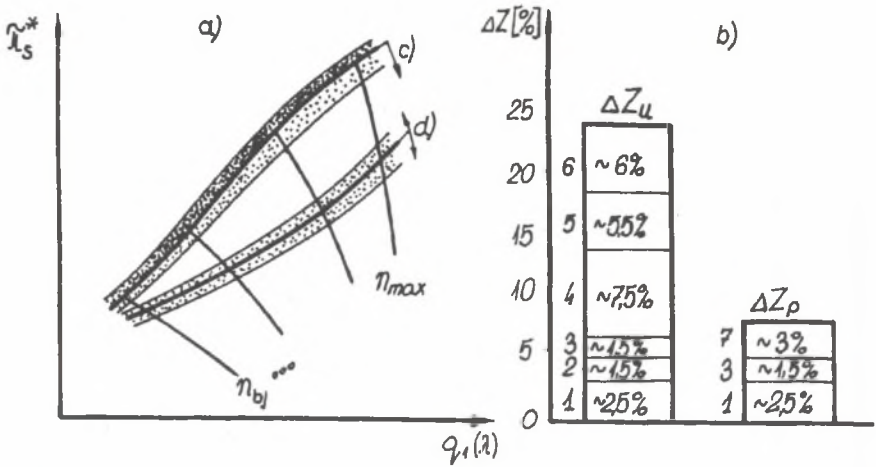
gdzie:

$$k_T = j \left(\frac{\Pi}{30} \right)^2 \frac{n_{max}}{P_{Tmax}} \quad \text{- współczynnik dynamiczności [8]}$$

$$k_P = \frac{\Pi s_o^{\frac{k-1}{k}}}{\Pi s_o^{\frac{k-1}{k}} - 1} \frac{1}{n_{s_o}^*} \quad \text{- współczynnik mocy [6]}$$

$$K_Z(\bar{n}) = \left[\left(\frac{Z_u(\bar{n})}{Z_p(\bar{n})} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]^{-1} \quad \text{- względny współczynnik zapasu stateczności sprężarki [6]}$$

W dalszych rozważaniach pominięto ocenę wpływu zmiennych niezależnych wchodzących w skład współczynnika dynamiczności K_T i współczynnika mocy K_P na wrażliwość czasu akceleracji. Podyktowane jest to tym, że ich wartości mogą ulegać odstępstwu od założonych ze względów technologicznych a nie użytkowych. Względny współczynnik zapasu stateczności sprężarki ujmuje sobą relację jaka zachodzi między współczynnikiem zapasu stateczności sprężarki w stanie ustalonym $Z_u(\bar{n})$ a minimalnym dopuszczalnym współczynnikiem zapasu stateczności sprężarki podczas akceleracji $Z_p(\bar{n})$. Zależy więc od programu regulacji silnika w stanie ustalonym i przejściowym, liczby Reynoldsa, luzu wierzchołkowego łopatek sprężarki, stopnia zanieczyszczenia kanału przepływowego oraz zniekształcenia kanału międzyłopatkowego sprężarki w wyniku erozyjnego oddziaływania pyłów. Na rys.1 przedstawiono typowy sposób doboru wartości $Z_u(\bar{n})$ i $Z_p(\bar{n})$.



Rys. 1. Przykładowa charakterystyka sprężarki (a) oraz zestawienie czynników wpływających na dobór zapasu stateczności sprężarki w stanie ustalonym ΔZ_u i przejściowym ΔZ_p (b)

- c - możliwa zmiana granicy pracy statecznej w wyniku zmniejszenia się liczby Re, wzrostu luzu wierzchołkowego łopatek sprężarki δ , nierównomierności pola przepływu we wlocie do sprężarki;
- d - możliwe przemieszczenie linii współpracy turbiny ze sprężarką w wyniku zmiany T_3^* lub przekroju poprzecznego dyszy wylotowej \bar{A}_5
- 1 - uwzględnienie niepowtarzalności produkcyjnej silnika
- 2 - tolerancja działania układu regulacji
- 3 - uwzględnienie zmiany liczby Re
- 4 - uwzględnienie nierównomierności pola przepływu we wlocie do silnika
- 5 - uwzględnienie włączenia do pracy dopalacza
- 6 - uwzględnienie sytuacji przypadkowych
- 7 - uwzględnienie zmiany luzu wierzchołkowego łopatek sprężarki

Fig. 1. Exemplary characteristic of the compressor (a) and combination of factors affecting a selection of the stability reserve of the compressor in fixed state ΔZ_u and transitioned on ΔZ_p (b)

- c) possible change of the static work limit resulted in decreasing of Reynolds number, increasing of the turbine blade clearance, an unequality of air flowing area on inlet of the compressor.
- d) possible movement of cooperation turbine line with the compressor resulting in a change T_3^* or cross section of the exhauste nozzle \bar{A}_5
- 1 - taking into account unrepeatedness of the engine production
- 2 - tolerance of control system working
- 3 - taking into account variations of Raynolds number
- 4 - taking into account unequalibility of air bled area on inlet of the engine
- 5 - taking into account engagement of the after burner
- 6 - taking into account casual situation

2. ZWIĄZKI WYJŚCIOWE

Na podstawie [6] można przyjąć, że czas akceleracji opisuje zależność

$$t = \frac{K_T}{K_P} \int_{n_p}^{\bar{n}_k} K_Z(\bar{n}) \bar{n}^{\frac{2(k-1)}{k}} d\bar{n} \quad (4)$$

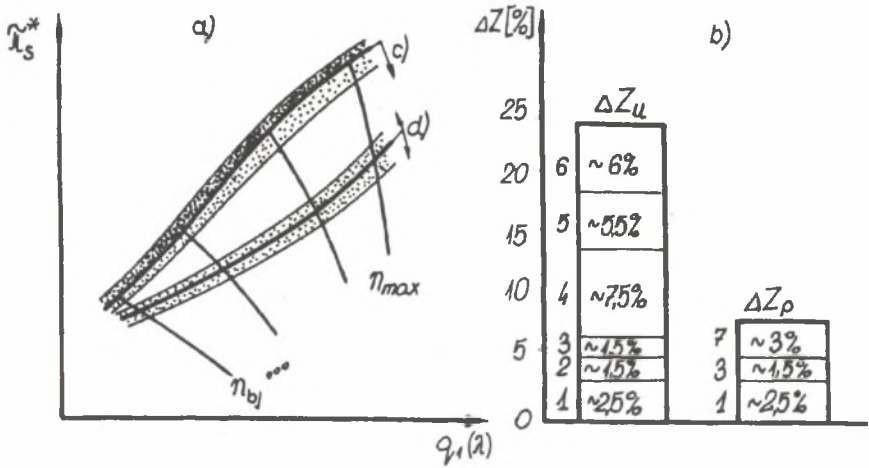
gdzie:

$$k_T = f \left(\frac{\Pi}{30} \right)^2 \frac{n_{\max}}{P_{T\max}} \quad \text{- współczynnik dynamiczności [8]}$$

$$k_P = \frac{\Pi_{S_0}^{\frac{k-1}{k}}}{\Pi_{S_0}^{\frac{k-1}{k}} - 1} \frac{1}{n_{S_0}^*} \quad \text{- współczynnik mocy [6]}$$

$$K_Z(\bar{n}) = \left[\left(\frac{Z_u(\bar{n})}{Z_p(\bar{n})} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]^{-1} \quad \text{- względny współczynnik zapasu stateczności sprężarki [6]}$$

W dalszych rozważaniach pominięto ocenę wpływu zmiennych niezależnych wchodzących w skład współczynnika dynamiczności K_T i współczynnika mocy K_P na wrażliwość czasu akceleracji. Podyktowane jest to tym, że ich wartości mogą ulegać odstępstwu od założonych ze względów technologicznych a nie użytkowych. Względny współczynnik zapasu stateczności sprężarki ujmuje sobą relację jaka zachodzi między współczynnikiem zapasu stateczności sprężarki w stanie ustalonym $Z_u(\bar{n})$ a minimalnym dopuszczalnym współczynnikiem zapasu stateczności sprężarki podczas akceleracji $Z_p(\bar{n})$. Zależy więc od programu regulacji silnika w stanie ustalonym i przejściowym, liczby Reynoldsa, luzu wierzchołkowego łopatek sprężarki, stopnia zanieczyszczenia kanału przepływowego oraz zniekształcenia kanału międzyłopatkowego sprężarki w wyniku erozyjnego oddziaływania pyłów. Na rys.1 przedstawiono typowy sposób doboru wartości $Z_u(\bar{n})$ i $Z_p(\bar{n})$.



Rys. 1. Przykładowa charakterystyka sprężarki (a) oraz zestawienie czynników wpływających na dobór zapasu stateczności sprężarki w stanie ustalonym ΔZ_u i przejściowym ΔZ_p (b)

- c - możliwa zmiana granicy pracy statecznej w wyniku zmniejszenia się liczby Re, wzrostu luzu wierzchołkowego łopatek sprężarki δ , nierównomierności pola przepływu we wlocie do sprężarki;
- d - możliwe przemieszczenie linii współpracy turbiny ze sprężarką w wyniku zmiany T_3^* lub przekroju poprzecznego dyszy wylotowej \bar{A}_5
- 1 - uwzględnienie niepowtarzalności produkcyjnej silnika
- 2 - tolerancja działania układu regulacji
- 3 - uwzględnienie zmiany liczby Re
- 4 - uwzględnienie nierównomierności pola przepływu we wlocie do silnika
- 5 - uwzględnienie włączenia do pracy dopalacza
- 6 - uwzględnienie sytuacji przypadkowych
- 7 - uwzględnienie zmiany luzu wierzchołkowego łopatek sprężarki

Fig. 1. Exemplary characteristic of the compressor (a) and combination of factors affecting a selection of the stability reserve of the compressor in fixed state ΔZ_u and and transitioned on ΔZ_p (b)

- c) possible change of the static work limit resulted in decreasing of Reynolds number, increasing of the turbine blade clearance, an unequality of air flowing area on inlet of the compressor.
- d) possible movement of cooperation turbine line with the compressor resulting in a change T_3^* or cross section of the exhauste nozzle \bar{A}_5
- 1 - taking into account unrepeatedness of the engine production
- 2 - tolerance of control system working
- 3 - taking into account variations of Raynolds number
- 4 - taking into account unequality of air bled area on inlet of the engine
- 5 - taking into account engagement of the after burner
- 6 - taking into account casual situation

Dodatkowe informacje można znaleźć w [1] [4] [8].

W postaci funkcyjnej można więc zapisać:

$$t = f(K_z; Ma; H; \Delta \bar{n} = \bar{n}_k - \bar{n}_p) \quad (5)$$

$$K_z = f(Z_u; Z_p)$$

$$Z_u = f(v; \bar{l}_p; \varphi; \bar{A}_5)$$

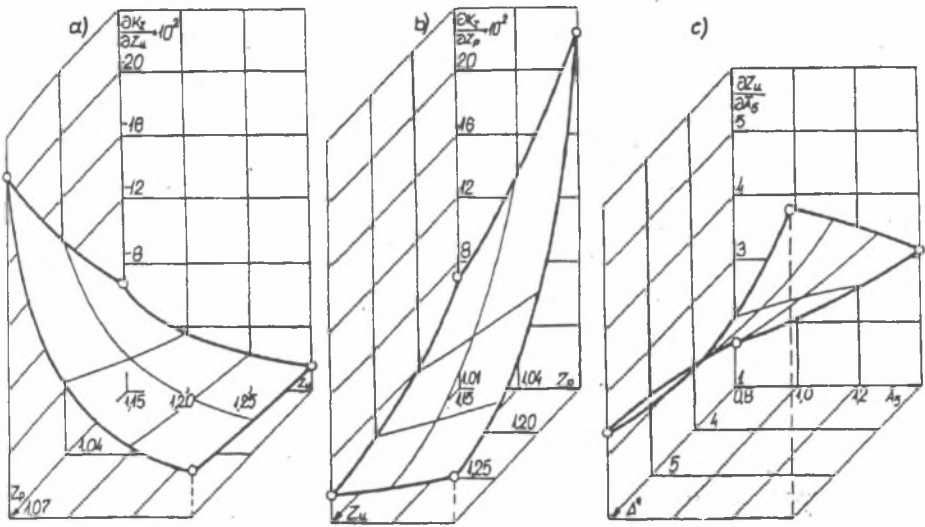
$$Z_p = f(Re; \bar{\delta})$$

Rozwijając powyższą grupę związków w szereg Taylora oraz ograniczając się do jego wyrazów liniowych otrzymuje się:

$$t = t_s + \frac{\partial t}{\partial H_z} \left[\frac{\partial K_z}{\partial Z_u} \left(\frac{\partial Z_u}{\partial v} dv + \frac{\partial Z_u}{\partial \bar{l}_p} d\bar{l}_p + \frac{\partial Z_u}{\partial \varphi} d\varphi + \frac{\partial Z_u}{\partial \bar{A}_5} d\bar{A}_5 \right) + \frac{\partial K_z}{\partial Z_p} \left(\frac{\partial Z_p}{\partial Re} dRe + \frac{\partial Z_p}{\partial \bar{\delta}} d\bar{\delta} \right) \right] + \dots$$

$$\dots + \frac{\partial t}{\partial \Delta \bar{n}} d\Delta \bar{n} + \frac{\partial t}{\partial H} dH + \frac{\partial t}{\partial Ma} dMa \quad (6)$$

Pochodne cząstkowe określonych zmiennych niezależnych stanowią miarę wrażliwości badanego parametru na ich odstępstwo od wartości założonej. Ocenę ilościową wrażliwości można dokonać na podstawie danych przedstawionych w [6] [7] [9]. Na rys.2 przedstawiono interpretację graficzną wybranych składowych wrażliwości czasu akceleracji tworzących związek (6).



Rys.2. Przykłady wrażliwości względnego zapasu stateczności sprężarki K_z na zmianę współczynnika zapasu stateczności w stanie ustalonym Z_0 (a) i przejściowym Z_p (b) oraz wrażliwość Z_u na zmianę pola przekroju poprzecznego dyszy wylotowej \bar{A}_5 (c).

Fig. 2. Examples of relative reserves sensibility of the compressor stability K_z for change of a coefficient of compressor stability range un steade operation Z_0 (a) and a coefficient of minimum stability margin of the compressor during acceleration Z_p (b) and the sensibility Z_u for a change of relative cross sectionals area of the propelling nozzle \bar{A}_5 (c).

Czas akceleracji będący wartością odniesienia (to) można oszacować z zależności (4) przyjmując, że w czasie całego procesu przejściowego jest spełniony warunek

$$K_z(\bar{n}) = const$$

Czyli po scałkowaniu otrzymuje się

$$t_o = \frac{K_r K_z}{K_p} \frac{k}{2-k} \left[\frac{2-k}{\bar{n}_k} - \bar{n}_p \frac{2-k}{k} \right] \quad (7)$$

Jeżeli czas akceleracji był określony eksperymentalnie (t_e), to należy go sprowadzić do warunków Atmosfery Wzorcowej za pomocą związku [8]:

$$t_o = t_e \frac{P_H \sqrt{T_{AW} R_{ps}}}{P_{AW} T_H R_{pw}} \quad (8)$$

Zakładając dalej, że turbinowy silnik odrzutowy jest układem bezwładnościowym pierwszego rzędu, program narastania prędkości obrotowej można oszacować z zależności [11]:

$$\bar{n} = \bar{n}_k - (\bar{n}_k - \bar{n}_p) \exp\left(-\frac{r}{t_o}\right) \quad (9)$$

3. WYNIKI BADAŃ WPŁYWU LUZU WIERZCHOŁKOWEGO ŁOPATEK SPRĘŻARKI

We współczesnych turbinowych silnikach lotniczych wartość montażową luzu wierzchołkowego sprężarki dobiera się z przedziału

$$\delta = (a \dots b) \frac{D}{1000} [mm],$$

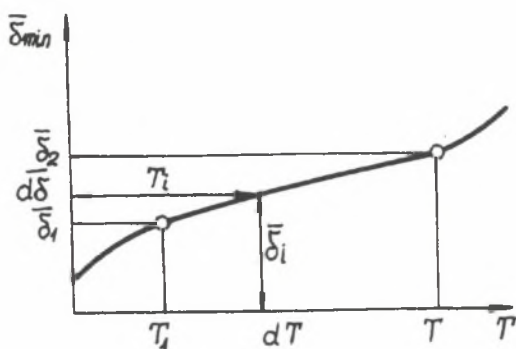
przy czym:

- a = 1,5 ... 2,5 - dla stopni wlotowych sprężarki,
- b = 1,7 ... 3,5 - dla stopni wylotowych sprężarki,

co w parametrach względnych stanowi:

$$\bar{\delta} = \frac{\delta}{L} = 0,005 \dots 0,045$$

Każde odstępstwo od tej zasady w stronę zwiększenia luzu wierzchołkowego pociąga za sobą spadek sprężu sprężarki i jej sprawności zgodnie z rys.3. Wiadomo jednocześnie, że ze względów technologicznych pole tolerancji luzu wierzchołkowego wynosi 15% ... 60% wartości luzu montażowego. W tych samych proporcjach zwiększa się luz wierzchołkowy wraz z czasem eksploatacji silnika. Pociąga to za sobą obniżenie się granicy pracy statecznej sprężarki. Dla zachowania bezpieczeństwa pracy silnika należy więc zwiększać minimalny dopuszczalny zapas stateczności sprężarki podczas akceleracji w stosunku do wartości obliczeniowej (wyjściowej). Wskutek takiego działania zawęża się pole statecznej pracy silnika podczas akceleracji (rys.1), powodując wzrost czasu akceleracji (por. rys.3).



Rys.3. Zmiana luzu wierzchołkowego łopatek sprężarki (δ) od czasu eksploatacji silnika T ; T_1 - czas wstępnej eksploatacji; δ_1 - minimalny luz wierzchołkowy początkowy; δ_2 - maksymalny dopuszczalny luz wierzchołkowy; T_1 - bieżący czas akceleracji; δ_i - bieżące wartości luzu wierzchołkowego.

Fig. 3. The change of compressor blade clearance of the compressor (δ) for a working time of engine T . T_1 - entrance time of exploitation, δ_1 - minimum starting compressor blade clearance, δ_2 - max. relative compressor blade clearance, T_1 - recent time of acceleration, δ_i - relative figures of compressor clearance.

Przyjmując za [9], że znany jest czas niezawodnej eksploatacji danego typu silnika z oszacowania statystycznego

$$T = T \pm Sat$$

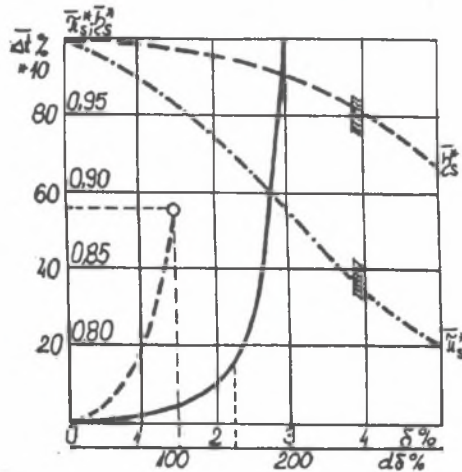
i znana jest towarzysząca mu zmiana luzu wierzchołkowego (rys.4), można w przybliżeniu założyć do rozważań wstępnych zależność na bieżący czas akceleracji od wartości luzu wierzchołkowego w postaci:

$$T_i = T_1 + \frac{d\bar{\delta}_i}{\frac{d\bar{\delta}}{dT}}$$

czyli

$$d\bar{\delta}_i = (T_i - T_1) \frac{d\bar{\delta}}{dT}$$

Przyjmując za stan wyjściowy przypadek, gdy $\bar{\delta} = 0,015$, to przyrost luzu wierzchołkowego o tę samą wartość (czyli o 100%) powoduje wydłużenie czasu akceleracji silnika o ok. 55%. Czas ten gwałtownie rośnie, jeżeli wartość luzu wierzchołkowego przekroczy 150% jego wartości wyjściowej (por. rys.4). Wówczas też zespół napędowy staje się mało przydatny do eksploatacji w lotnictwie wojskowym.



Rys.4. Przykładowa zależność sprawności sprężarki η_c i jej sprężu Π_c od luzu wierzchołkowego łopatek sprężarki i odpowiadający tym zmianom przyrost czasu akceleracji Δt . (linią przerywaną zaznaczono przypadek wzrostu luzu do 100% wartości początkowej)

Fig. 4. Exemplary dependence of the compressor reliability and its compression ration on compressor blade clearance resulting in variations on increment of acceleration time Δt . (breaking line indicates the case of reserves increment to 100% of start value).

4. WNIOSKI

- proponowana metoda linearyzacji równania czasu akceleracji silnika turbinowego stanowi atrakcyjne narzędzie badawcze.
- proponowana metoda może być wykorzystana w diagnostyce silników lotniczych.

LITERATURA

- [1] W. Burcham et.al: Tightly integrated digital engine control system on an F-15 airplane. AIAA Pap. 1984, No.1259, 1-10
- [2] T. Gajewski et. al, Jet engines [in Polish]. WNT, Warszawa 1973
- [3] R. Głowacki et. al, Washing operations of a duct [in Polish]. WPT, 3, 1990
- [4] L. P. Myers, Preliminary flight results of an adaptive engine control system on an F-15 airplane. AIAA Pap. 1987, No 1847, 1-11
- [5] G. C. Oates, Aerothermodynamics of gas turbine and rocket propulsion. AIAA Education Series, Washington, 1988
- [6] M. Orkisz, An estimate of the influence of the compressor stability margin on the pick-up time of a turbojet engine, Enging. Trans., 39, 2 191-206, 1991, Polish Academy of Sciences, Institute of Fundamental Technological Research.
- [7] M. Orkisz, Simulation analysis of the influence of variation in some selected design and control parameters on the acceleration time of a turbojet engine, Enging. Trans., 39, 3-4, 351-367, 1991, Polish Academy of Sciences, Institute of Fundamental Technological Research.
- [8] W. A. Sosunow, F. A. Litwinow, Non - steady operation regimes of aircraft turbine engines [in Russian]. Mashinostroenie, Moskwa 1975
- [9] S. Szczeciński, A study of the problem of blade clearance in aircraft turbine engines as a design and operation parameter [in Polish], Dodatek Biuletynu WAT, 4, 248. 1973
- [10] E. Węgrzyn, Some problems of erosion wear of elements of turbojet engines [in Polish], TLiA, 7, 1989
- [11] J. Madejski, Wymiana ciepła w turbinach cieplnych, Polska Akademia Nauk, Instytut Maszyn Przepływowych, Gdańsk, 1988

Recenzent: prof. dr hab. inż. A. Tylikowski

Wpłynęło do Redakcji w grudniu 1994 r.